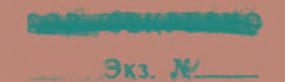
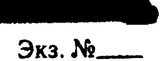
ВОЕННО-ВОЗДУШНАЯ ИНЖЕНЕРНАЯ
ОРДЕНОВ ЛЕНИНА И ОКТЯБРЬСКОЙ РЕВОЛЮЦИИ
КРАСНОЗНАМЕННАЯ АКАДЕМИЯ
имени профессора Н. Е. ЖУКОВСКОГО




# БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ, ПРИЦЕЛИВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ВООРУЖЕНИЕМ САМОЛЕТА МиГ-29Б

## (СУВ-29Э и сопрягаемые системы)


[redacted]

Экз. №____

# БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ, ПРИЦЕЛИВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ВООРУЖЕНИЕМ САМОЛЕТА МиГ-29Б

## (СУВ-29Э и сопрягаемые системы)

[redacted].6:629.7

В учебном пособии рассматриваются назначение, решаемые задачи, основные тактико-технические характеристики, принципы построения и алгоритмы функционирования бортового комплекса самолетовождения, прицеливания и управления вооружением (системы управления вооружением СУВ-29Э и сопрягаемых систем) самолета МиГ-29Б, особенности его эксплуатации и боевого применения. Основное внимание в пособии уделено физическим явлениям, принципам построения и функционирования радиолокационного прицельного комплекса РЛПК-29Э и оптико-электронного прицельно-навигационного комплекса СЭПрНК-29Э2.

Учебное пособие предназначено для слушателей академии. Иллюстраций - 95, таблиц - I7.

Рисунки I.I, 2.I, 3.I, 3.7, 3.20, 3.23, 4.6, 4.7, 5.I, 5.3, 5.23, 5.35, 6.I - вклейки в конце книги.

ВНИМАНИЕ! Проверьте наличие вклеек.

---

В книге пронумеровано всего 4I2 стр., кроме того, имеются I3 вклеек в конце книги:

вклейка I /рис.I.I) - секретно,
вклейка 2 /рис.2.I/ - несекретно,
вклейка 3/ рис.3.I) - секретно,
вклейка 4 /рис.3.7/ - секретно,
вклейка 5 /рис.3.20/- секретно,
вклейка 6 /рис.3.23/- секретно,
вклейка 7 /рис.4.6/ - секретно,
вклейка 8 /рис.4.7/ - секретно,
вклейка 9 /рис.5.I/ - секретно,
вклейка I0/рис.5.3/ - секретно,
вклейка II/рис.5.23/- секретно,
вклейка I2/рис.5.35/- секретно,
вклейка I3/рис.6.I/ - секретно.



мб I2924

# ВВЕДЕНИЕ

Благодаря постоянной заботе КПСС и братских коммуничтических партий возросла боевая мощь нашей военной авиации. ВВС стран социализма оснащены современными самолетами и вертолетами, имеющими высокие летно-тактические характеристики и грозное вооружение. Все это в полной мере относится к фронтовому одноместному истребителю МиГ-29Б,высокая боевая эффективность и современные летно-технические характеристики которого в значительной мере достигаются благодаря применению бортового комплекса для решения задач самолетовождения, прицеливания и управления вооружением.

Бортовой комплекс самолетовождения, прицеливания и управления вооружением самолета МиГ-29Б конструктивно представляет собой функционально взаимосвязанную совокупность системы управления вооружением СУВ-29Э которая является основой комплекса,и сопрягаемых с ней технических средств. По принципу действия бортовой комплекс самолетовождения, прицеливания и управления вооружением самолета МиГ-29Б является радиоэлектронным и оптико-электронным. Именно благодаря применению сложных и разнообразных радиоэлектронных средств (и прежде всего РЛС нового типа) в составе бортового комплекса самолет МиГ-29Б способен с высокой боевой эффективностью решать стоящие перед ним тактические задачи ночью и днем, в простых и сложных метеоусловиях.

Бортовой комплекс самолетовождения, прицеливания и управления вооружением самолета МиГ-29Б представляет собой комплекс нового типа, в котором широко использованы последние достижения науки и техники. К числу основных особенностей бортового комплекса самолета МиГ-29Б,отличающих его от всех предшествующих бортовых комплексов истребителей, можно отнести следующие:

I. В рамках СУВ-29Э объединены несколько систем, функционирующих на основе различных физических принципов (радиолокационные, лазерные, инфракрасные и другие системы).



мб 2016

2. Впервые применена РЛС нового типа (импульсно-доплеровская РЛС), которая, в принципе, функционирует в равной степени успешно как в свободном пространстве, так и на фоне отражений от земли. Кроме того, в такой РЛС применена цифровая обработка сигналов.

3. Использована весьма развитая бортовая вычислительная система (БВС) федеративно-централизованного типа, в состав которой входит несколько взаимосвязанных БЦВМ. В БЦВМ реализованы современные алгоритмы цифровой обработки информации, в том числе алгоритмы, полученные на основе методов оптимальной линейной фильтрации (калмановской фильтрации). В БЦВМ широко применяется комплексное использование информации от различных измерителей при ее вторичной обработке.

4. Создана более совершенная система индикации и отображения информации, основу которой составляет СЕИ-31Э2.

5. Расширены возможности и улучшены точностные характеристики автономных режимов навигации за счет включения в состав оборудования инерциальных навигационных систем типа ИК-ВК-80-4.

6. Применены развитая система встроенного контроля и диагностики, а также система объективного контроля, используемые как в полете, так и на земле.

Учебное пособие предназначено для слушателей академии.

В пособии приводится общая характеристика системы управления вооружением СУВ-29Э и описываются ее возможности; детально рассматриваются входящие в ее состав радиолокационный прицельный и оптико-электронный прицельно-навигационный комплексы, излагаются принципы их действия, основы построения, режимы функционирования и алгоритмы обработки информации; описывается контур управления ракетой Р-27Р; рассматриваются технические средства, сопрягаемые с системой СУВ-29Э; обсуждаются особенности боевого применения и эксплуатации системы СУВ-29Э.

Методически изложение материала в пособии выполнено так, что каждая глава представляет собой законченное целое и имеет самостоятельное значение. При работе над пособием авторы обращали особое внимание на рассмотрение физической сущности процессов в устройствах, системах и комплексах, а также взаимосвязей между ними при функционировании.

Пособие написано на основании руководств по технической эксплуатации соответствующих изделий, инструкций летчику и другой

нормативно-технической документации по состоянию на 1985г..
Вследствие постоянной модернизации оборудования и выполнения соответствующих доработок на самолете МиГ-29Б возможны некоторые отличия сведений, содержащихся в данном пособии, и сведений в документации более поздних (по сравнению с 1985г.) выпусков.

Данное учебное пособие по глубине и детальности изложения не может подменить собой весь комплект руководств по технической эксплуатации. Предполагается, что после ознакомления с материалами данного пособия специалисты по радиоэлектронному оборудованию смогут более эффективно и плодотворно изучить соответствующие руководства по технической эксплуатации.

## Глава I

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ, ПРИЦЕЛИВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ВООРУЖЕНИЕМ САМОЛЕТА МиГ-29Б

### I.I. Назначение и задачи, решаемые самолетом МиГ-29Б

Легкий фронтовой одноместный истребитель МиГ-29Б(изд.9-12Б) предназначен для уничтожения авиации противника в воздушных боях на средних и ближних дистанциях, прикрытия войск и объектов тыла фронта от авиационных ударов противника и его воздушной разведки. В качестве дополнительных на самолет МиГ-29Б возлагаются задачи поражения (подавления) наземных и надводных целей и объектов противника и ведения воздушной разведки.

Сочетание высоких тактико-технических данных бортовых комплексов, вооружения и летно-технических характеристик самолета позволяет истребителю МиГ-29Б вести активный, в том числе маневренный, воздушный бой с истребителями противника, всеракурсный бой с истребителями на средних дистанциях, а также осуществлять перехват ударных и разведывательных самолетов. В условиях оптической видимости обеспечивается поражение наземных малоподвижных целей.

Основные летно-технические характеристики истребителя МиГ-29Б:

I. Максимальная скорость при горизонтальном полете у земли на высоте $H$ = 50-200 м $V_{пр}$ = 1500 км/ч и на высоте $H$ = 12000 м $V_{ист}$ = 2450 км/ч; максимальное число $M$ горизонтального полета - 2,3.

2. Практический потолок (при остатке топлива 800 кг) - 18000 м.

3. Практическая дальность полета:

- на высоте $H$ = 200 м, $M$ = 0,5 - 710 км;

- на высоте $H$ = 12000-13000м, $M$ = 0,8 - 1430 км;

4. Радиус установившегося виража:

- на высоте $H$ = 1000 м, $M$ = 0,8, режим работы двигателя МАКСИМАЛ - 1250 м;

- на высоте $H$ = 5000 м при тех же условиях - 1800 м.

5. Максимальная скороподъемность ( $H$ = 1000 м, $M$ = 0,85) - 325 м/с.

6. Время разгона на высоте $H$ = 1000 м:

- от 600 до 1100 км/ч - 13,5 с;

- от 1100 до 1300 км/ч - 8,7 с.

7. Скорость отрыва при взлете - 260-280 км/ч.

8. Посадочная скорость - 250-260 км/ч.

9. Эволютивная скорость на высотах до $H$ < 15000 м - 300 км/ч и на высотах $H$ > 15000 м - 350 км/ч.

10. Длина разбега по БВПП при нормальной массе самолета на режиме работы двигателя МАКСИМАЛ - 600-700 м.

11. Длина пробега по БВПП с тормозным парашютом - 650-750 м.

12. Максимальная эксплуатационная перегрузка при $M \leq 0,85$ - 9,0 ; при $M > 0,85$ - 7,5.

13. Взлетная масса:

- нормальная (2×Р-27Р1 +2Р-73Э) - 15340 кг;

- максимальная (6× ФАБ-500)- 18100 кг.

14. Силовая установка - 2× ТРДДФ(РД-33); тяга одного двигателя в режимах работы:

- ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ - 81,5 кН;

- МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ - 55 кН;

- МАКСИМАЛ - 49,5 кН.

15. Запас топлива ТС-1 (при $t°C = 15^0$) при различных вариантах заправки:

- полная - 3790 кг;

- частичная - 1450 кг.

Марки топлива: ТС, РТ, ТС-1.

Гарантийный 7%-ный запас топлива - 250 кг.

16. Основные геометрические размеры:

- длина без носового ПВД - 16280 мм;

- длина носового ПВД - 1040 мм;

- размах крыльев - 11360 мм;

- размах по стабилизатору - 7780 мм;
- высота до верхней кромки киля - 4730 мм;
- отклонение киля от вертикали - 6°;
- ширина колеи - 3100 мм.

По своей конструкции самолет МиГ-29Б представляет собой среднеплан с несущим фюзеляжем со стреловидным крылом и двухкилевым оперением. На самолете применяются отклоняемые носки крыла, дифференциальное управление стабилизатором. В конструкции самолета достаточно широко используются композиционные материалы и, в частности, углепластик. Аэродинамическая компоновка самолета в сочетании с большой энерговооруженностью позволяет получить высокие маневренные характеристики в широком диапазоне скоростей и высот полета. Воздухозаборники на истребителе МиГ-29Б имеют низкое расположение, поэтому при взлете и посадке они закрываются и на скорости до 200 км/ч используется дополнительный воздухозаборник с верхним расположением. Самолет может эксплуатироваться с искусственных и грунтовых (при плотности грунта $\rho \geqslant 7{,}5$ кг/см²) ВПП (эксплуатация с грунтовых ВПП пока не проверена).

## 1.2. Характеристика средств поражения, применяемых на самолете МиГ-29Б

Самолет МиГ-29Б имеет 6 подкрыльевых точек подвески для различных средств поражения.

На самолете могут применяться следующие средства поражения:

- управляемые ракеты класса "воздух - воздух" с полуактивной радиолокационной головкой самонаведения (РГС) - Р-27Р1 (2 шт.);

- управляемые всеракурсные ракеты ближнего маневренного воздушного боя Р-73Э с ТГС - 6 шт.;
- управляемые ракеты ближнего воздушного боя Р-60МК с ТГС - 6 шт.;
- неуправляемые ракеты класса "воздух - поверхность" С-24 - 4 шт.;

- неуправляемые ракеты класса "воздух - поверхность" типа С-8 (до 80 шт.) в универсальных блоках Б-8М1 (4 бл.);

- авиационные бомбардировочные средства поражения (АБСП) - авиационные бомбы калибра 500 кг (250 кг) (калибра 500 кг - до 6 шт.);

- зажигательные баки типа ЗБ-500 - 4 шт.;
- универсальные контейнеры малогабаритных грузов (КМГУ-2)- 4 шт.

Кроме того, на самолете МиГ-29Б установлена встроенная пушка АО-17А (ТКБ-687) калибра 30 мм с темпом стрельбы 1600 выстрелов в минуту и с боекомплектом 150 патронов.

На самолете обеспечивается применение следующих вариантов управляемого оружия (в том числе в процессе одной атаки):
- две ракеты Р-27Р1 и две ракеты Р-73Э(Р-60МК);
- две ракеты Р-27Р1 и четыре ракеты Р-73Э(Р-60МК);
- четыре ракеты Р-73Э(Р-60МК);
- шесть ракет Р-73Э(Р-60МК);

Кроме того, управляемые ракеты Р-73Э и Р-60МК могут применяться в смешанных вариантах, например, с неуправляемыми ракетами типа С-8 и С-24:

- 80 ракет С-8 и две ракеты Р-73Э(Р-60МК);
- 4 ракеты С-24 и две ракеты Р-73Э(Р-60МК).

Места подвесок перечисленных выше основных видов средств поражения на самолете МиГ-29Б приведены в табл. 1.1.

Таблица 1.1

| Расположение подвесок на самолете (вид по полету)<br>5 3 1 2 4 6 | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| точки подвески | | | | | | | |
| № пп | 5 | 3 | I | 2 | 4 | 6 | Взлетная масса самолета, кг |
| I | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| I | - | - | - | - | - | - | I4300 |
| 2 | Р-73Э | Р-73Э | Р-27РI | Р-27РI | Р-73Э | Р-73Э | I5600 |

| I | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 3 | Р-60(МК) | Р-60(МК) | Р-27Р1 | Р-27Р1 | Р-60(МК) | Р-60(МК) | 15350 |
| 4 | Р-73Э | Р-73Э | Р-73Э | Р-73Э | Р-73Э | Р-73Э | 15300 |
| 5 | Р-60(МК) | Р-60(МК) | Р-60(МК) | Р-60(МК) | Р-60(МК) | Р-60(МК) | 14900 |
| 6 | Р-73Э | С-24 | С-24 | С-24 | С-24 | Р-73Э | 16050 |
| 7 | Р-60(МК) | С-24 | С-24 | С-24 | С-24 | Р-60(МК) | 15900 |
| 8 | Р-73Э | Б-8 | Б-8 | Б-8 | Б-8 | Р-73Э | 16500 |
| 9 | Р-60(МК) | Б-8 | Б-8 | Б-8 | Б-8 | Р-60(МК) | 16350 |
| 10 | Р-73Э | ЗБ-500 | ЗБ-500 | ЗБ-500 | ЗБ-500 | Р-73Э | 17100 |
| 11 | Р-60(МК) | ЗБ-500 | ЗБ-500 | ЗБ-500 | ЗБ-500 | Р-60(МК) | 16950 |
| 12 | Р-73Э | АБСП 250-500 | 2хАБСП 250-500 | 2хАБСП 250-500 | АБСП 250-500 | Р-73Э | 18100 |
| 13 | Р-60(МК) | АБСП 250-500 | 2хАБСП 250-500 | 2хАБСП 250-500 | АБСП 250-500 | Р-60(МК) | 17950 |

Примечания:

1. Взлетные массы самолета во всех вариантах вооружения приведены с учетом боекомплекта пушки 150 патронов.

2. Взлетная масса в варианте 1-самолет с летчиком, полная заправка топливом ($\rho M = 0,785$ г/см$^3$), спецжидкостями, газами и с полным боекомплектом пушки (без пусковых устройств, держателей подвесного оружия).

Ниже дана краткая характеристика основных видов средств поражения ( их потенциальных характеристик).

Управляемые ракеты Р-27Р1 иногда называют большими, а ракеты Р-73Э и Р-60МК - малыми.

Ракеты Р-27Р1 являются всеракурсными и предназначены для поражения как неманеврирующих, так и маневрирующих пилотируемых самолетов в дальнем и ближнем маневренном бою, а также беспилотных самолетов и крылатых ракет противника. Ракеты Р-27Р1 могут применяться в любое время суток, в простых и сложных метеоусловиях, при наличии естественных и преднамеренных помех, полете воздушных целей на малых высотах, когда мешающими воздействиями являются интенсивные отражения радиоволн от земной и морской



мб 2016

поверхности, и при активном маневренном и огневом противодействии противника. Пуски ракет Р-27РI могут производиться по целям, перемещающимся на высоте полета истребителя, и по целям, летящим с превышением или принижением относительно самолета-носителя.

Для увеличения дальности управляемого полета ракеты Р-27РI помимо РГС снабжаются инерциальными измерителями (ИИ) и аппаратурой систем командного радиоуправления, именуемых также системами радиокоррекции и обеспечивающих коррекцию ИИ. Конструктивно ИИ и аппаратура системы коррекции совмещены с РГС. Это означает, что наведение ракеты Р-27РI осуществляется с помощью комбинированной системы управления, содержащей автономную (инерциальную) систему, систему командного радиоуправления и полуактивную систему самонаведения. При применении такой комбинированной системы наведения максимальная дальность пуска $Д_п$ ракет Р-27РI достигает 90 км, в то время как максимальное расстояние до цели, начиная с которого РГС способна автоматически сопровождать цель, составляет $Д_г$ = 30-40 км (в зависимости от ЭПО цели).

При $Д_п > Д_г$ управляемый полет ракеты Р-27РI делится на два этапа. На первом этапе реализуется наведение ракеты с помощью ИИ. Характерным для инерциальных измерителей является то, что они не способны учитывать какие-либо изменения в характере траекторий движения целей и имеют ошибки, возрастающие с течением времени. Поэтому на первом этапе наведения при дальностях $Д_п$, значительно превышающих $Д_г$, управляющие сигналы, формируемые ИИ, корректируются командами, передаваемыми по радиоканалу с самолета-носителя. На втором этапе полета ракет Р-27РI реализуется полуактивное самонаведение с помощью РГС-27, которая теперь обеспечивает коррекцию ИИ. Вследствие этого на втором этапе радиокоррекция с самолета-носителя не требуется.

Ракета Р-27РI характеризуется следующими основными тактико-техническими характеристиками:

- диапазон высот боевого применения - от 40 м до 26 км;
- диапазон максимальных дальностей пуска при изменении высоты полета истребителя от 5 до 26 км - 3,5-40 км (при атаке цели в заднюю полусферу (ЗПС)) и 30-90 км (при атаке в переднюю полусферу (ППС));

- диапазон минимальных дальностей пуска при изменении высоты полета истребителя от 5 до 26 км - 0,2-0,4 км (при атаке в ЗПС) и 2-3 км (при атаке в ППС).

Ракета Р-27РI и ее РГС имеют следующие массово-габаритные данные: длина ракеты - 4080 мм; диаметр корпуса ракеты (калибр) - 230 мм; масса ракеты - 253 кг; длина РГС - II73 мм; масса РГС - 2I,5 кг.

Ракета Р-60МК предназначена для поражения пилотируемых и беспилотных средств противника в ближнем маневренном бою. Основные тактико-технические характеристики ракеты Р-60МК: максимальная дальность захвата ТГС цели типа реактивного бомбардировщика при высоте его полета более I2 км - не менее I0 км; диапазон максимальных дальностей пуска ракеты при изменении высоты полета носителя от 5000 м до практического потолка - I,5-6,0 км (в ЗПС) и 3,0-I0 км (в ППС); минимальная дальность пуска ракеты для тех же высот полета носителя - 0,4-2,5 км; масса боевой части - 3,5 кг; допустимая перегрузка носителя - не более 6-7 ед.

Основные тактико-технические характеристики неуправляемых ракет типа С-8: боевая часть кумулятивно-осколочного действия массой 3,6 кг (предназначена для поражения бронированных и небронированных наземных объектов и живой силы); диаметр (калибр) - 80 мм; длина с раскрытыми перьями стабилизатора - I526 мм; масса - I2,55 кг; максимальная и минимальная дальности пуска ракеты - - 3000 м и I500 м соответственно.

Основные тактико-технические характеристики неуправляемой ракеты С-24Б: боевая часть массой I23,4 кг (без взрывателя) обеспечивает поражение наземных целей ударным (пробивным) и осколочно-фугасным действием; диаметр (калибр) - 240 мм; длина - 2220 мм; масса - 235 кг; максимальная и минимальная дальности пуска ракеты - 3000м и I600...I700м соответственно.

### I.3. Назначение, решаемые задачи, состав и структурная схема бортового комплекса самолетовождения, прицеливания и управления вооружением

Бортовой комплекс самолетовождения, прицеливания и управления вооружением (для краткости в дальнейшем называемый просто бортовым комплексом) самолета МиГ-29Б предназначен для решения боевых и навигационных задач при действии по воздушным целям и

в условиях визуальной видимости - по наземным целям. В процессе боевого применения самолета МиГ-29Б бортовой комплекс обеспечивает решение следующих задач:

- вывод самолета в район заданной воздушной цели;
- поиск, обнаружение, опознавание, захват, автосопровождение, определение координат и параметров движения воздушных целей;
- прицеливание, формирование целеуказания, команд и сигналов управления оружием и самолетом;
- поражение воздушных целей при применении управляемых ракет с РГС и ТГС и встроенной пушки;
- поражение визуально видимых наземных целей при применении пушки, неуправляемых ракет, авиабомб и других средств поражения;
- определение государственной принадлежности воздушных целей;
- индивидуальное опознавание, передачу данных о высоте полета и остатке топлива на наземные радиолокационные станции (РЛС);
- предупреждение летчика об облучении истребителя РЛС противника;
- формирование и воспроизведение на индикаторах и приборах обзорной, прицельной и пилотажно-навигационной информации при различных режимах работы бортового комплекса;
- самолетовождение и посадку с использованием радиомаяков системы ближней радионавигации, радиомаячных групп, приводных радиостанций, маркерных радиомаяков, а также определение истинной высоты полета и сигнализацию о достижении самолетом заранее установленной высоты;
- поддержание непрерывной радиотелефонной связи с самолетами в воздухе и наземными пунктами управления и наведения.

Бортовой комплекс самолета МиГ-29Б представляет собой совокупность функционально связанных бортовых прицельных комплексов, комплексных систем, систем и устройств. Основу бортового комплекса составляет система управления вооружением СУВ-29Э (изд. ШI04). Структурная схема бортового комплекса самолета МиГ-29Б представлена на рис.I.I.

В состав бортового комплекса входят:

- система управления вооружением [illegible]В-29Э (далее по тексту СУВ);
- система автоматического управления самолетом САУ-45I-02;

- бортовые радиоэлектронные средства (БРЭС). К БРЭС (имеются в виду радиоэлектронные средства, не входящие в состав СУВ ) относятся:

- радиоэлектронные средства опознавания, оповещения и активного ответа;
- радиоэлектронные средства управления, наведения и целеуказания;
- радиоэлектронные средства связи;
- радиоэлектронные средства самолетовождения и посадки;
- антенно-фидерная система ПИОН-НМ-02;
- поисково-спасательные радиоэлектронные средства.

Радиоэлектронные средства опознавания, оповещения и активного ответа на самолете МиГ-29Б представлены системой государственного опознавания (СГО) СРО-2 и СРЗ-15 , станцией предупреждения об облучении СПО-15ЛЭ и самолетным ответчиком СО-69Э. К радиоэлектронным средствам управления, наведения и целеуказания относится командная радиолиния управления (КРУ) 5502-20-04 . В состав радиоэлектронных средств связи входят: командная радиостанция Р-862; аппаратура воспроизведения речевых сообщений П-591Б; самолетное переговорное устройство СПУ-9. Поисково-спасательные радиоэлектронные средства представлены аварийной радиостанцией Р-855УМ. В состав радиоэлектронных средств самолетовождения и посадки входят: радиовысотомер малых высот А-037; автоматический радиокомпас АРК-19; маркерный радиоприемник РПМ-76.

На рис.1.1. представлена упрощенная структурная схема бортовой радиолокационной станции (БРЛС), входящей в состав одного из основных прицельных комплексов системы СУВ - радиолокационного прицельного комплекса РЛПК-29Э (изд.НО19Э). По своему структурному и функциональному исполнению БРЛС данного комплекса представляет собой сложную РЛС нового типа, в которой реализованы последние достижения радиолокационной техники и цифровых методов обработки радиотехнической информации. На рис.1.1 изображены в обобщенном виде основные функциональные элементы БРЛС. Подробная структурная схема данной БРЛС и комплекса РЛПК-29Э в целом приведена в главе 3.

Функционально бортовой комплекс взаимосвязан с управляемыми и неуправляемыми средствами поражения, установками вооружения, обобщенной системой встроенного контроля и предупреждения экипажа (ОСВКиПЭ) ЭКРАН-03МЭ системой объективного контроля

ТЕСТЕР-УЗЛ , датчиками углов атаки и скольжения типа ДАУ-72-2, самолетным топливо-расходомером типа СТР6-2 и рядом других бортовых устройств и систем.

Назначение, решаемые задачи, принципы построения и режимы функционирования системы СУВ рассмотрены в главе 2. Основные сведения о радиоэлектронных системах и устройствах бортового РЭК, не входящих в состав системы СУВ , приведены в главе 7. Главы 3 и 5 посвящены детальному рассмотрению прицельных комплексов системы СУВ - соответственно комплекса РЛПК-29Э и оптико-электронного прицельно-навигационного комплекса ОЭПрНК-29Э2 далее по тексту ОЭПрНК.

Бортовой комплекс самолета МиГ-29Втакже функционально связан по радиоканалам с наземными автоматизированными системами наведения и командными пунктами управления, радиомаяками системы ближней навигации, курсовым и глиссадным радиомаяками, приводными радиостанциями (рис.I.I), а также с радиолокационной головкой самонаведения РГС-27 ракеты Р-27Р1 , описанию и сопряжению которой с системой СУВ посвящена глава 4. В главе 6 рассматривается система навигации СН-29 (изд.9I5), входящая в состав комплекса ОЭПрНК и по радиоканалам взаимодействующая с вышеуказанными радиомаяками.

Примечание. В пособии авторы придерживаются принятого в технической документации на систему СУВ-29Эусловного деления комплекса РЛПК-29Э(далее по тексту РЛПК)на бортовую РЛС и БЦВМ. ЭКРАН-03МЭ-далее по тексту ЭКРАН.
СЕИ-3132 — далее по тексту СЕИ.

# Глава 2

## СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВООРУЖЕНИЕМ СУВ-29Э

### 2.1. Назначение, решаемые задачи и основные тактико-технические характеристики системы СУВ-29Э

Система управления вооружением СУВ-29Э предназначена для решения боевых и навигационных задач при действии по воздушным и наземным целям. Она обеспечивает:

- поиск, обнаружение и опознавание (совместно с СГО СРО-2 и СРЗ-15) воздушных целей днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях и при действии организованных помех;
- прицеливание на встречно-пересекающихся курсах и в ЗПС как на уравненных с истребителем скоростях цели, так и при отставании истребителя;
- всеракурсный перехват целей в свободном пространстве при отсутствии помех;
- ведение маневренного воздушного боя;
- скрытый выход в боевое соприкосновение с воздушными целями при совместной работе с наземными системами наведения;
- скрытое выполнение атаки и получение данных о воздушной обстановке в условиях радиопротиводействия (РПД) противника на этапах самонаведения и применения средств поражения;
- самонаведение на цель;
- применение управляемых ракет Р-27Р1с РГС и ракет Р-73Э, Р-60МКс ТГС;
- выполнение прицельной стрельбы по воздушным, в том числе и энергично маневрирующим целям (с перегрузкой до 8 ед.), с использованием пушки АО-17А (ТКБ-687);
- поражение малоподвижных наземных целей в условиях их оптической видимости с применением неуправляемых ракет типа

С-8 и авиационных бомб калибра 500 кг и 250 кг, пушки; зажигательных баков ЗБ-500 и универсальных контейнеров малогабаритных грузов;

- индикацию и фоторегистрацию с индикатора на лобовом стекле (ИЛС) обзорно-прицельной, пилотажно-навигационной информации, команд и параметров, необходимых для применения средств поражения;

- полет по заданному маршруту, возврат на аэродром посадки, выполнение предпосадочного маневра и посадку.

Система СУВ-29Э обеспечивает перехват воздушных целей, летящих на высотах от 30 до 23000 м со скоростями: на высоте в ЗПС - до 1900 км/ч и в ППС - до 2500 км/ч; у земли в ППС и в ЗПС - до 1200 км/ч. Максимальная перегрузка целей при применении ракет Р-27Р1 не должна превышать 8 ед. и при применении ракет Р-73Э- 9 ед. Указанные возможности по перехвату воздушных целей реализуются при следующих летно-технических характеристиках истребителя МиГ-29Б: диапазон высот полета от 30 м до $H_{пр}$; максимальная скорость горизонтального полета у земли (в течение 1 мин) - 1500 км/ч и на высоте - 2500 км/ч.

Система СУВ-29Э обеспечивает дальность пуска ракеты Р-27Р1 по неманеврирующей цели с ЭПО $\sigma = 3$ м$^2$ (самолет типа МиГ-21 или F-5А) - не менее 50 км; вероятность перехвата и уничтожения цели типа F-15 на больших и средних высотах (без учета влияния фона земли) при наличии сплошного радиолокационного поля наземной системы наведения типа "Воздух-1М" с учетом надежности всех элементов системы при пуске двух управляемых ракет - не менее 0,7-0,8; на малых высотах на фоне земли - не менее 0,7-0,8 и не менее 0,6 соответственно при атаке в ЗПС и ППС.

Указанные характеристики системы СУВ-29Э при атаке в ППС воздушной цели, летящей на высоте 23 км со скоростью 2500 км/ч, обеспечивают максимальные рубежи перехвата до 300 км, а при атаке в ЗПС цели, летящей со скоростью 1800 км/ч,- до 160 км. При решении задач фронтовой истребительной авиации в составе ВВС фронта самолет МиГ-29Б по своим боевым возможностям примерно в 1,45 раза превосходит фронтовой истребитель МиГ-23МЛ. В ближнем воздушном бою с истребителями противника боевые возможности самолета МиГ-29Б не ниже боевых возможностей самолета F-15А.

Наработка системы СУВ-29Э на один отказ, обнаруженный на земле и в воздухе, должна быть не менее 25 ч.

2. Изм № 7906



мб 2016

## 2.2. Состав и структурная схема системы СУВ-29Э

Система СУВ-29Э относится к бортовым авиационным системам интегрального типа с высокой степенью комплексирования входящего в ее состав оборудования. По структурному и функциональному исполнению она представляет сложный бортовой комплекс, в котором интеграция оборудования выполнена на уровне бортовых прицельных комплексов РЛПК-29Э и ОЭПрНК-29Э2 на базе общей бортовой вычислительной системы (БВС).

В состав системы СУВ-29Э (далее СУВ) входят (рис.1.1):

- радиолокационный прицельный комплекс РЛПК-29Э (далее РЛПК);
- оптико-электронный прицельно-навигационный комплекс ОЭПрНК-29Э2 (далее ОЭПрНК);
- блоки преобразования информации (БПИ) - блоки Н001-25 (левый и правый);
- антенно-фидерные устройства пилонные (АФУ-П) - блоки Н019-60 (2 шт.);
- система жидкостного и воздушного охлаждения (СЖО) и система наддува (изд.6188).

Ниже дана общая характеристика комплексов РЛПК , ОЭПрНК , блоков БПИ, АФУ-П и системы СЖО. Принципы построения, описание структурных схем и алгоритмов функционирования комплексов РЛПК и ОЭПрНК детально рассматриваются соответственно в главах 3 и 5. В п.2.3 даны краткая характеристика БВС и общая характеристика ее математического обеспечения (МО) и системы СУВ в целом. Материал этого пункта является исходным для понимания режимов работы системы управления вооружением и алгоритмов функционирования комплексов РЛПК и ОЭПрНК.

### 2.2.1. Общая характеристика радиолокационного прицельного комплекса РЛПК-29Э

Радиолокационный прицельный комплекс РЛПК предназначен для формирования и излучения мощных импульсных сигналов сантиметрового диапазона волн, приема отраженных от воздушных целей сигналов, обработки этих сигналов, определения координат и параметров движения воздушных целей и выдачи их в бортовые комплексы и системы, формирования сигналов управления средствами поражения и самолетом.

Совместно с системой единой индикации СЕИ-31Э2, бортовыми устройствами и системами комплекс РЛПК решает следующие задачи:

- поиск, обнаружение и опознавание одной или нескольких воздушных целей;

- автоматическое сопровождение до 10 целей "на проходе" (режим СНП) с грубым измерением координат целей;

- выбор и захват наиболее опасной цели по критерию минимума отношения $Д/\dot{Д}$, где Д - дальность и $\dot{Д}$ - скорость сближения истребителя с целью;

- автоматическое сопровождение одной цели с точным вычислением ее координат;

- формирование целеуказания на головки управляемых ракет Р-27Р1, Р-73Э, Р-60МК и вычисление зон пусков ракет;

- "подсвет" сопровождаемой цели при применении ракеты Р-27Р1 с РГС;

- формирование сигналов управления истребителем на этапе самонаведения и команды ОТВОРОТ на выход из атаки.

Основные тактико-технические характеристики комплекса РЛПК:

1. Дальность обнаружения с вероятностью Р=0,5 и захвата с Р=0,9 цели с ЭПО $\sigma = 3$ м$^2$ составляют соответственно:

а) в свободном пространстве на больших и средних высотах:

- в ППС при высоте полета истребителя $H_и \geq 3$ км $Д_{обн} \geq 65-75$ км, $Д_{захв} \geq 50-55$ км; при $H_и < 3$ км $Д_{обн}$ и $Д_{захв}$ снижаются на 10%;

- в ЗПС при $H_и \geq 3$ км $Д_{обн} \geq 30$ км, $Д_{захв} \geq 21$ км;

б) при наблюдении цели на фоне земли и полете истребителя в диапазоне высот:

- в ППС при $H_и \geq 3$ км $Д_{обн} \geq 60-70$ км, $Д_{захв} \geq 45-50$ км;

- в ППС при $H_и < 3$ км $Д_{обн} \geq 35-45$ км, $Д_{захв} \geq 25-30$ км;

- в ЗПС при $H_и = 500$ м $Д_{обн} \geq 18$ км, $Д_{захв} \geq 12$ км.

2. Средние квадратические значения флуктуационных составляющих погрешностей измерения координат в режиме непрерывного сопровождения воздушной цели (режиме РНП) составляют:

- по угловым координатам в режимах высокой и средней частоты повторения зондирующих сигналов (ВЧП и СЧП), а также в режиме ближнего маневренного боя (БМБ) $\sigma_{\varphi_г} = \sigma_{\varphi_в} \leq 15'$;

- по скорости сближения с целью в режимах ВЧП, СЧП, БМБ $\sigma_{\dot{Д}} < 10$ м/с;

2*



6 2016

- по дальности: в режимах ВЧП и СЧП $\sigma_Д \leqslant 200$ м; в режиме БМБ в диапазоне дальностей $1,5 \leqslant Д < 3,0$ км $\sigma_Д \leqslant 75$ м; при $Д < 1,5$ км $\sigma_Д \leqslant 50$ м.

3. Среднее квадратическое значение погрешности сопровождения цели по угловым координатам: в диапазоне дальностей I-3 км – 2 тыс. дальности (дистанции) (2 т.д.); при дальности до 30 км – 3 т.д.

4. Среднее квадратическое значение погрешности измерения дальности в режиме СНП $\sigma_Д \leqslant 4$ км.

5. Минимальная дальность сопровождения цели в режиме БМБ - 250 м.

6. Вероятное отклонение суммарного кругового рассеяния при стрельбе из пушки в диапазоне дальностей 250-3000 м - 6 т.д.

7. Наработка на один отказ, обнаруженный на земле и в полете, - не менее 40-50 ч.

8. Масса комплекса РЛПК без межотсечной кабельной сети, распределительной коробки, системы жидкостного охлаждения с хладагентом и системой поддавливания - не более 270 кг.

9. Диапазон несущих частот зондирующих сигналов и сигналов подсвета - соответственно 4 и 2 литерных частот.

По функциональному признаку комплекс РЛПК можно разделить на бортовую цифровую вычислительную машину БЦВМ НОI9-05 (в дальнейшем используется обозначение БЦВМ НОI9) типа ЦIОО.02-06 с устройством ввода - вывода информации (УВВ) и блоком преобразования разовых команд (БПРК) и БРЛС (рис.I.I)*. БЦВМ НОI9 осуществляет управление режимами работы БРЛС, обработку радиолокационной информации и информации системы СГО СРО-2 и СРЗ-I5, обработку и выдачу информации на отображение в комплекс ОЭПрНК, управление режимами работы комплекса РЛПК и системы встроенного контроля (ВСК). БЦВМ НОI9 формирует сигналы управления истребителем, определяет условия пуска управляемых ракет с РГС и ТГС, формирует и выдает в комплекс ОЭПрНК данные об углах визирования воздушной цели, угловых скоростях, дальности до цели, скорости сближения в режиме РНП, а также осуществляет общую диспетчеризацию вычислительного процесса в комплексе РЛПК (* см. примечание в конце главы I).

Устройство ввода - вывода информации обеспечивает сопряжение БЦВМ НОI9 с БРЛС, комплексом ОЭПрНК и пультом проверки и контроля ПК-IОО. Оно выполняет следующие функции:

- преобразует аналоговые сигналы и разовые команды в парал-

лельный двоичный код и осуществляет передачу цифровых данных в БЦВМ НОI9 по магистрали Ш уровня (МШ);

- принимает параллельный двоичный код, поступающий из БЦВМ НОI9 по магистрали МШ, и выдает в комплекс РЛПК и другие бортовые комплексы, системы и устройства разовые команды и аналоговые сигналы;

- принимает последовательный биполярный двоичный 32-разрядный код, преобразует его в параллельный код и передает этот код в БЦВМ НОI9 по магистрали МШ;

- преобразует служебные импульсы синхронизации работы БЦВМ НОI9, поступающие из устройства управления антенной БРЛС.

Блок БПРК предназначен для управления режимами работы задающего генератора передающего устройства БРЛС, включения требуемых литеров частот передатчика, преобразования разовых команд, несущих информацию о работоспособности внешних устройств и систем, для выполнения некоторых функций при осуществлении встроенного контроля комплекса РЛПК.

В состав БРЛС (рис.I.I) входят следующие основные функциональные элементы: антенно-волноводная система (АВС) с устройством управления антенной (УУА); передатчик (ПРД); высокочастотный приемник (ВПРМ); синхронизатор; формирователь импульсных сигналов (ФИС), с помощью которого осуществляется сопряжение комплекса РЛПК с системой единой индикации, входящей в состав комплекса ОЭПрНК, и запросчиков СРЗ-15, СРО-2, устройство обработки (УО).

Зондирующие импульсы с высокой частотой повторения и сигналы подсвета в БРЛС комплекса РЛПК формируются из непрерывных маломощных высокостабильных СВЧ колебаний путем усиления и временного стробирования. БРЛС представляет собой истинно когерентную импульсно-доплеровскую РЛС с двумя основными видами излучения зондирующих квазинепрерывных сигналов: с ВЧП (скважность $Q=4$) и СЧП ($Q=18$). Для исключения "слепых зон" по дальности в режиме ВЧП и по дальности и скорости сближения в режиме СЧП частота повторения зондирующих импульсов изменяется в определенной последовательности. Устройство обработки по характеру выполняемых операций и физической форме представления обрабатываемых сигналов можно разделить на аналоговое и цифровое устройства обработки радиолокационных сигналов (АУО и ЦУО). В АУО осуществляется многоканальная доплеровская фильтрация и временное стробирование



мб 20I6

рование радиолокационных сигналов. ЦУО, содержащее большое число узкополосных цифровых фильтров, выполняет функции цифрового обнаружителя.

Режим ВЧП эффективен при атаке воздушной цели на встречных курсах, поскольку позволяет получить зону приема в частотной области, свободную от сигналов, отраженных от поверхности земли. При атаке в ЗПС режим ВЧП становится неэффективным, поскольку доплеровский сдвиг частоты сигнала цели совпадает с доплеровскими частотами сигналов, отраженных от земли. В таких условиях атаки используется режим СЧП, имеющий меньший уровень сигналов, отраженных от поверхности земли, и позволяющий улучшить характеристики БРЛС за счет дополнительного разрешения сигналов по дальности.

В составе бортового РЭК комплекс РЛПК функционально взаимосвязан: с БЦВМ комплекса ОЭПрНК (БЦВМ С-3I) типа Ц100.02-01; с входящей в состав комплекса ОЭПрНК системой единой индикации СЕИ-3I32, КРУЭ502-20-04; с устройствами и системами, входящими как в состав СУВ , так и бортового РЭК; с сопрягаемыми с бортовым комплексом устройствами и системами и датчиками информации (рис.I.I). Функциональная взаимосвязь при этом осуществляется как по кодовым линиям (магистралям), так и по цепям аналоговых сигналов в виде, как правило, импульсных и постоянных напряжений (передаваемых по отдельным проводам). В БЦВМ Н0I9 из комплекса ОЭПрНК кодовая информация поступает по следующим линиям: по 7А - от БЦВМ С-3I; по I0А - от системы СЕИ-3I32; по 8А, 2А, 9А, 5А - соответственно от устройства УВВ, прицельной системы, системы управления оружием, информационного комплекса, входящих в состав ОЭПрНК ; по 6А - от КРУЭ502-20-04. Из БЦВМ Н0I9 кодовая информация выдается по линиям: по 7Б - в БЦВМ С-3I; по 6Б, 5Б, I А - в систему СЕИ-3I32; по 3Б и 4Б - в блоки БПИ (левый и правый соответственно); по магистрали МШ - в УВВ комплекса РЛПК и БРЛС; по I0Б и I2Б - соответственно в системы ОСВКиПЭ и ТЕСТЕР .

Обмен информацией с КРУЭ502-20-04 осуществляется по сигналу ГОТОВНОСТЬ I. По линиям 7А, 7Б, 5Б, 6Б, I0А, IА, 8А, 5А обмен информацией производится асинхронным способом, при котором та или иная система непрерывно выдает информацию, а БЦВМ Н0I9 осуществляет ее прием по собственной независимой программе и по адресу необходимых параметров. В режиме обзора обзорная информация с БРЛС непосредственно поступает в систему СЕИ в виде

параллельного кода. По другим вышеперечисленным кодовым линиям, исключая магистраль МШ, обмен информацией осуществляется биполярным последовательным двоичным 32-разрядным кодом.

## 2.2.2. Общая характеристика оптико-электронного прицельно-навигационного комплекса ОЭПрНК-29Э2

Оптико-электронный прицельно-навигационный комплекс ОЭПрНК предназначен для решения боевых и навигационных задач на всех высотах боевого применения, в том числе на фоне земли, днем и ночью, в условиях оптической видимости, а также при наличии организованных помех как автономно, так и при взаимодействии с комплексом РЛПК

Комплекс ОЭПрНК обеспечивает:

- поиск, обнаружение, автоматическое сопровождение воздушной цели, измерение угловых координат и дальности до цели в автономном режиме и в режиме взаимодействия с комплексом РЛПК;

- бортовое наведение, расчет зон пуска, целеуказание и пуск управляемых ракет Р-73Э и Р-60МК с ТГС;
- прицельную стрельбу из пушки в ЗПС по энергично маневрирующим воздушным целям и по наземным целям;
- пуск неуправляемых ракет по наземным целям в условиях их визуальной видимости;
- прицельное бомбометание по наземным целям в условиях их визуальной видимости;
- формирование команд и целеуказания по углам и дальности в комплекс РЛПК при сопровождении воздушной цели;
- определение пилотажно-навигационных параметров, необходимых для управления самолетом;
- формирование, отображение и фоторегистрацию обзорной, прицельной и пилотажно-навигационной информации, сигналов и

команд, необходимых для управления самолетом и средствами поражения;

- ручное формирование целеуказания по углам управляемым ракетам с ТГС и системам комплекса.

Основные тактические характеристики комплекса ОЭПрНК-29 Э2:

I. Дальность обнаружения воздушной цели типа МиГ-21 в ЗПС под ракурсом 3/4 с Р = 0,5 при максимальном режиме работы двигателя на высотах полета самолета и цели $H$ = 5 км в простых метеоусловиях составляет $Д_{обн} \geqslant$ 15 км, дальность захвата с вероятностью Р=0,9 при тех же условиях $Д_{захв} \geqslant$ 8-10 км.

2. Ведение прицельной стрельбы по воздушным целям из пушки на дальностях 200-1200 м.

3. Ведение прицельной стрельбы из пушки по наземным целям на дальностях 800-1600 м.

4. Пуск неуправляемых ракет типа С-24Б на дальностях 1200-2500 м, типа С-8А на дальностях 800-2000 м.

5. Ведение прицельного бомбометания: с горизонтального полета при скорости и высоте полета соответственно 600-1200 км/ч и 30-2000 м; с пикирования и на выходе из пикирования при угле пикирования не более 45°; с кабрирования при угле траектории 110-130°.

6. Формирование и выдача в системы СЕИ и САУ-451-02 сигналов, обеспечивающих индикацию навигационных параметров и управление самолетом при полете по маршруту, возврате на запрограммированный аэродром посадки, при выполнении предпосадочного маневра и захода на посадку.

7. Оперативное изменение программы полета по маршруту с посадкой на незапрограммированный аэродром.

Комплекс ОЭПрНК обеспечивает решение боевых и навигационных задач в следующих условиях боевого применения:

- высота полета истребителя от 30 до $H_{пр}$ м;

- максимальная скорость горизонтального полета на больших высотах - 2500 км/ч и у земли - 1500 км/ч;

- максимальная расчетная вертикальная скорость - 350-400 м/с;

- максимальное время полета на боевое применение - 2 ч; среднее время боевой работы - 1 ч;

- эксплуатационные перегрузки: $n_x$ = - 2,0-1,5 ед.; $n_y$ = - 1,5-9,0 ед.; рабочее значение $n_z$ = ± 0,7 ед.; предельное значение $n_z$ = ± 1,0 ед.;

- максимальные угловые скорости, при которых комплекс сохраняет работоспособность: $\omega_x = \pm 3\ 1/c$; $\omega_y = \pm 2,5\ 1/c$; $\omega_z = \pm 1,5\ 1/c$;

- рабочие значения угловых скоростей: $\omega_x = \pm 1,7\ 1/c$ при $V_{пр} < 1200$ км/ч и $\omega_x = \pm 1,01\ 1/c$ при $V_{пр} = 1500$ км/ч; $\omega_y = \pm 0,5\ 1/c$; $\omega_z = \pm 0,7\ 1/c$.

В состав комплекса ОЭПрНК входят (рис.I.I):

- БЦВМ С-3I типа ЦI00.02-0I с устройством ввода - вывода информации УВВ20-3I;
- оптико-электронная прицельная система ОЭПС-29;
- система навигации СН-29;
- система управления оружием СУО-29М2 (далее по тексту СУО);
- система единой индикации СЕИ-3IЭ2-далее по тексту СЕИ ;
- единые многофункциональные пульты управления ПСР-3I -I, ПУР-3I-I,ПК-3I, ПУ-47 , ПВК-3I и кнопка управления КУ-3I на ручке управления самолетом (РУС);

- блок связи и распределения информации БСР-3I;
- блок датчиков линейных ускорений БДЛУ-3I;
- блок датчиков угловых скоростей БДУС-3I;
- фотоконтрольный прибор ФКП-ЕУ;
- рама монтажная РМ-3I для размещения блоков системы СЕИ, блока БСР-3I, УВВ20-3I и их электрического соединения;
- рама монтажная РМ-32 для установки индикатора ИЛС-3I из состава системы СЕИ и прибора ФКП-ЕУ.

Основу комплекса ОЭПрНК составляет БЦВМ С-3I, осуществляющая математическую и логическую обработку информации при решении боевых задач, навигационных задач для обеспечения боевых режимов работы комплекса и задач контроля. Она выполняет следующие основные операции: определение данных и условий, необходимых для пуска управляемых и неуправлемых ракет, а также момента сброса бомб при бомбометании; определение поправок при стрельбе из пушки по воздушным и наземным целям; обработку информации Э502-20-04 , выполнение расчетов, связанных с решением навигационных задач для боевых режимов; обеспечение режима взаимодействия с комплексом РЛПК ; контроль комплекса в полете и на всех этапах подготовки самолета к полету. Связь БЦВМ С-3I с бортовыми аналоговыми устройствами и системами и многофункциональными пультами осуществляется через устройство ввода - вывода

информации УВВ20-3I, которое,кроме того, осуществляет цифровое кодирование команд, поступающих с пультов управления. Для коммутации и преобразования по виду и масштабу сигналов и команд, обеспечивающих связь комплекса ОЭПрНК с другими системами самолета, служит блок связи и распределения БСР-3I.

Оптико-электронная прицельная система ОЭПС-29 включает в себя квантовую оптико-локационную станцию (КОЛС) - изд.I3с и нашлемную систему целеуказания (НСЦ) - изд."Щель-ЗУМ" (Щ-ЗУМ). Станция КОЛС, в свою очередь, состоит из обзорно-следящего теплопеленгатора (ТП) и лазерного дальномера (ЛД). Станция КОЛС обеспечивает поиск, обнаружение, захват и автосопровождение воздушных целей по их тепловому излучению в инфракрасной области спектра, измерение угловых координат воздушной цели, а также дальности до воздушной или наземной цели. Станция КОЛС измеряет угловые координаты линии визирования воздушной цели относительно строительной оси самолета и абсолютные угловые скорости линии визирования, а также дальность до цели в момент зондирования. Другие необходимые для прицеливания параметры, в частности угловые ускорения линии визирования, текущее значение дальности до цели, скорость сближения с целью, вычисляются БЦВМ С-3I.

Нашлемная система целеуказания НСЦ предназначена для определения угловых координат линии визирования визуально наблюдаемой цели, сопровождаемой поворотом головы летчика, в условиях ближнего воздушного боя. Система НСЦ выдает в БЦВМ С-3I первичные угловые координаты линии визирования воздушной цели, по которым БЦВМ С-3I осуществляет вычисление угловых координат линии визирования в самолетной и других системах координат и выдачу целеуказания.

Система навигации СН-29 предназначена для решения навигационных задач, непрерывного автоматического определения и выдачи в прицельные комплексы, систему САУ-45I-02 и другие бортовые устройства и системы пилотажно-навигационных параметров на всех этапах полета самолета. Пилотажно-навигационная информация отображается и индицируется на индикаторах системы СЕИ и индикаторных приборах - плановом навигационном приборе типа ПНП-72 и командно-пилотажном приборе КПП, входящих в состав системы САУ-45I-02. В состав системы СН-29 входят: информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК-80-4 (изд. Ц-050); радиотехническая система ближней навигации и посадки РСБН с навигацион-

ным вычислителем цифровым (НВЦ) - бортовое радионавигационное оборудование - БРНО-29 (изд.А-323); система воздушных сигналов СВСП-72-3-2; блок коммутации БК-55.

Система СЕИ предназначена для индикации и отображения обзорной, прицельной, тактической и пилотажно-навигационной информации во всех режимах работы системы СУВ. В состав системы СЕИ входят два индикатора: коллиматорный прицельно-навигационный индикатор "на лобовом стекле" ИЛС-31 и навигационно-тактический индикатор прямого видения ИПВ.

Система управления оружием СУО-29М2 осуществляет непосредственную подготовку к применению и обеспечивает применение всех видов используемых на самолете средств поражения.

Единые многофункциональные пульты управления ПСР-31, ПУР-31, ПУ-47, ПВК-31, ПК-31 предназначены для управления режимами работы прицельных комплексов РЛПК и ОЭПрНК и системы СУВ в целом.

Пульт специальных режимов ПСР-31 обеспечивает: выбор режима работы системы СУВ; включение приборного режима наведения по данным Э502-20-04; переключение режимов работы индикаторов ИЛС-31 и ИПВ; управление переключением зон поиска комплекса РЛПК и станции КОЛС; выбор режима пуска управляемых и неуправляемых ракет или сброса бомб и других грузов; установку размера цели при внешнебазовом измерении дальности и выполнение ряда других операций. Пульт управления ПУР-31 предназначен для выбора режима работы комплекса РЛПК. Он обеспечивает: переключение режимов работы РЛПК; управление работой передатчика БРЛС; включение компенсационного канала БРЛС; включение и выключение режима СНП; выбор режима работы комплекса РЛПК при действии помех; задание превышения цели над истребителем. Пульт управления ПУ-47 предназначен для выбора режимов бомбометания, режима работы по воздушным или наземным целям; режимов работы прибора ФКП-ЕУ; выбора аварийного сброса бомб.

Пульт ввода и контроля ПВК-31 обеспечивает ручной ввод баллистических данных бомбометания в БЦВМ С-31, а также контроль введенной информации, входной и выходной информации, поступающей из БЦВМ С-31. Пульт контроля ПК-31 предназначен для управления системой встроенного контроля комплекса ОЭПрНК и входящих в него устройств и систем. Кнопка КУ-31 используется для управления стробом и зоной обзора комплекса РЛПК или станции КОЛС.



6 2016

Блоки БДЛУ-31 и БДУС-31 обеспечивают измерение соответственно составляющих абсолютного ускорения по осям самолетной системы координат и угловых скоростей самолета относительно строительных осей.

Фотоконтрольный прибор ФКП-ЕУ предназначен для контроля правильности прицеливания и документирования результатов стрельбы по воздушным и наземным целям. Он обеспечивает одновременную и совмещенную фоторегистрацию целей, визуально наблюдаемых в поле зрения индикатора ИЛС-31 (внешнего пространства), и параметров, индицируемых на данном индикаторе.

В составе системы СУВ БЦВМ С-31, другие системы и устройства комплекса ОЭПрНК функционально взаимосвязаны между собой и с комплексом РЛПК как по кодовым линиям связи, так и по цепям аналоговых сигналов (рис.1.1). Прием и передача информации по кодовым линиям связи в БЦВМ С-31 осуществляется в виде двуполярного 32-разрядного последовательного двоичного кода. В БЦВМ С-31 поступает информация по следующим линиям: по А2 - от станции КОЛС; по А4 - от системы НСЦ по сигналу ГОТОВНОСТЬ; по А5 - от системы навигации СН-29; по А6 - от Э502-20-04 по сигналу ГОТОВНОСТЬ 1; по А7 - от БЦВМ Н019; по А8 - от УВВ20-31; по А9 - от системы СУО ; по А18, А16 - от системы СЕИ; по А17 - от пульта ПВК-31.

Выдача кодовой информации из БЦВМ С-31 во взаимодействующие БЦВМ, системы и устройства осуществляется по следующим линиям: по Б1 - в станцию КОЛС; по Б2 - в систему НСЦ; по Б3 - в блок Н001-25 (левый) и далее в систему СУО ; по Б4 - в блок Н001-25 (правый); по Б5, Б6, Б13 - в систему СЕИ ; по Б7 - в БЦВМ Н019; по Б9 - в пульт ПВК-31; по Б14 - в УВВ20-31; по Б11 - в ТЕСТЕР , по 10 Б - в ОСВКиПЭ.

### 2.2.3. Пилонные антенно-фидерные устройства и блоки преобразования информации

Блоки преобразования информации Н001-25 служат для сопряжения комплексов РЛПК и ОЭПрНК-29 с управляемыми ракетами Р-27Р1 Р-73Э и Р-60МК. Каждый из двух блоков БПИ обеспечивает:

- прием информации по двум цифровым (кодовым) линиям связи, ее дешифрирование, преобразование и выдачу аналоговых сигналов и разовых команд на три подвески;

- размножение сигналов, поступающих по кодовым линиям связи, на подвески;

- размножение сигнала ОПОРНЫЙ ИМПУЛЬС на три подвески;

- коммутацию информации, поступающей по кодовым линиям с подвесок;

- объединение сигналов $\dot{\Omega}_{пол}$, поступающих с подвесок;

- выдачу в режиме $\varphi_0$ разовых команд.

Блок БПИ рассчитан на работу с двуполярным трехуровневым кодом. Он осуществляет расшифровку в разовые команды трех слов, расшифровку в виде аналоговых сигналов двух слов. Блок выдает 2I разовую команду; аналоговые сигналы целеуказания $\varphi_I$ и $\varphi_{II}$; размноженный сигнал ОПОРНЫЙ ИМПУЛЬС; информацию по 6 витым парам; объединенный сигнал $\dot{\Omega}_{прав(лев)}$ (здесь $\dot{\Omega}$ - угловая скорость линии визирования ГСН ракеты); в режиме тестового контроля - сигнал ИСПР.БПИ.

Антенно-фидерные устройства пилонные АФУ-П (блок НОI9-60) предназначены для передачи контрольного СВЧ сигнала, поступающего с антенно-фидерного устройства самолетного (блока НОI9-50, входящего в состав БРЛС), к двум рупорным антеннам для осуществления связи с антеннами опорного канала управляемых ракет Р-27РIс РГС.

Система жидкостного и воздушного охлаждения предназначена для обеспечения заданного теплового режима работы комплекса РЛПК . Система наддува предназначена для поддержания постоянного абсолютного давления в антенно-волноводных трактах и в гермообъеме передатчика БРЛС при изменении (снижении) атмосферного давления. Система СЖО обеспечивает принудительную прокачку через передатчик БРЛС жидкости с низкой температурой замерзания "Антифриз-65 (М-65)" в количестве не менее I400 л/ч с избыточным давлением на входе в БРЛС от 6,0 до 8,5 кгс/см$^2$. Система наддува обеспечивает подачу в волноводные тракты и гермообъем передатчика БРЛС осушенного и очищенного сжатого воздуха с постоянным абсолютным давлением I,25 ± 0,I кгс/см$^2$.

## 2.3. Бортовая вычислительная система СУВ-29Э

### 2.3.I. Общая характеристика бортовой вычислительной системы

Основу системы управления вооружением СУВ-29Эи бортового комплекса в целом самолета МиГ-29Б составляет бортовая вычисли-

тельная система. БВС предназначена для решения боевых и навигационных задач, задач управления оружием, истребителем, бортовыми системами и устройствами, в том числе управления режимами работы системы единой индикации СЕИ-31, выполнения контроля состояния бортовых устройств и систем, входящих в СУВ . БВС самолета МиГ-29Б относится к классу многомашинных неоднородных вычислительных систем. Она выполнена на основе отдельных БЦВМ при сохранении структуры и способа функционирования каждой из этих машин в составе системы СУВ . Для обмена информацией в виде цифровых данных и управляющих сигналов между БЦВМ устанавливаются межмашинные связи, которые осуществляются с помощью специальных кодовых линий связи, получивших также название магистралей. Связь БЦВМ с бортовыми устройствами и системами также осуществляется с помощью кодовых линий связи (которые в дальнейшем называются просто линиями) и цепей передачи аналоговых сигналов.

В состав БВС самолета МиГ-29Б входят две одинаковые по своим техническим характеристикам БЦВМ типа Ц100 - БЦВМ Н019 (Ц100.02-06) и БЦВМ С-31(Ц100.02-01); БЦВМ системы СЕИ , выполненная на основе блока вычислителя цифрового БВЦ20-6Э и блока цифровой обработки БЦ020 ( из состава БЦВМ "Орбита 20-632"), специализированный навигационный вычислитель цифровой (НВЦ), входящий в состав БРНО и состоящий из блока цифрового вычислительного устройства (ЦВУ) А-340-071 и устройства ввода - вывода информации - блока А-340-052 из комплекта аппаратуры А-323. Для сопряжения БЦВМ Н019 с БРЛС, комплексом ОЭПрНК , пультом ПК-100 служат УВВ Н001-35М и блок преобразования разовых команд Н019-18Э. Сопряжение БЦВМ С-31 с бортовыми аналоговыми устройствами и системами и многофункциональными пультами осуществляется через УВВ20-31. Функциональная взаимосвязь ЦВУ А-340-071 выполняется с помощью УВВ А-340-052 и блока преобразования команд (БПК) А-323-006, также входящего в состав аппаратуры А-323 (рис.1.1). Ввод информации о программе полета в НВЦ осуществляется с помощью пульта ввода программ (ПВП) - блока А-323-009. В составе системы СУВ БЦВМ Ц100.02-06 и БЦВМ Ц100.02-01 отличаются записанными и хранящимися в них программами и степенью использования (загрузки) памяти машин.

По принципу организации БВС самолета МиГ-29Б наиболее приближается к БВС с федеративно (децентрализованно) -централизованной структурой. Вычислительные процессы, протекающие в БВС и

системе СУВ в целом, с одной стороны, распределяются между вычислительными средствами БРЛС, станции КОЛС, комплекса ИК-ВК-80-4, систем СВСП-72-3-2, СУО-29М2и САУ-451-02 (нижний уровень иерархии) и между БЦВМ Н019, БЦВМ С-31, БЦВМ системы СЕИ и НВЦ системы СН-29 (верхний уровень иерархии). С другой стороны, в БВС имеет место централизация протекающих вычислительных процессов (см.п.2.5.3). В роли диспетчера в БВС выступает БЦВМ С-31 (и отчасти летчик), которая обеспечивает управление и взаимодействие между отдельными БЦВМ и комплексами РЛПК и ОЭПрНК в целом в процессе решения боевых и навигационных задач и в режиме контроля. Взаимодействие между комплексами РЛПК и ОЭПрНК осуществляется в режиме взаимодействия (ВЗИД.), который рассматривается в пунктах 2.4.5 и 2.6.3.

### 2.3.2. Краткая характеристика БЦВМ Ц100.02.

БЦВМ Ц100 выполнена по магистрально-модульному принципу. Управление работой блоков БЦВМ осуществляется на двух уровнях - программном (операторном) и микропрограммном.

I. Основные технические характеристики БЦВМ Ц100.02.01 :

I. Тип - многоадресная, синхронная, параллельного действия.

2. Система счисления - двоичная; код отрицательных чисел представляется в дополнительном коде.

3. Разрядность чисел - 16 двоичных разрядов (включая знаковый разряд) - слово; запятая фиксирована перед старшим числовым разрядом после знака. ЦВМ может оперировать с байтами (8 двоичных (дв.) разрядов) и двойными словами (32 дв.разряда).

4. Разрядность операторов (команд) - переменная.

5. Разрядность микрокоманд - 36 информационных разрядов и 4 контрольных разряда.

6. Способ внутренней организации работы ЦВМ - микропрограммный.

7. Количество операторов (команд) - не более 256; количество микрокоманд - 128.

8. Быстродействие (количество коротких операций в секунду): на коротких операциях типа "регистр-регистр" (*RR*) - не менее 800000; на коротких операциях типа "регистр-память" - не менее 250000; на операциях типа умножения с загрузкой операндов и



2016

посылкой результата двойной разрядности в память - не менее 80000.

9. Емкость оперативной памяти - 4096 18-разрядных слов, включая два контрольных разряда; емкость долговременной памяти: для программ - 64К 9-разрядных слов, включая один контрольный разряд; для микропрограмм - 8К 40-разрядных слов, включая восемь контрольных разрядов; здесь $K=2^{10}=1024$.

10. Способ адресации - прямой, относительный и косвенный.

11. Время цикла обращения: к оперативной памяти - не более 2,4 мкс; к долговременной памяти - не более 1,2 мкс.

12. Тип обмена информацией с внешними устройствами:

1) обмен двоичным последовательным биполярным кодом асинхронным способом или по сигналу ГОТОВНОСТЬ с максимальной скоростью обмена 1,1 Мбит/с;

2) обмен параллельным 16-разрядным кодом с максимальной скоростью обмена 200000 слов/с.

13. Количество классов прерывания - 7.

14. Контроль работы ЦВМ: тестовый, с помощью которого осуществляется проверка функционирования в полете и в предполетном режиме с выдачей в систему СУВ сигнала исправности БЦВМ ИСПРАВНОСТЬ; аппаратный, используемый для контроля информации на четность.

15. Электропитание от первичной сети: переменным трехфазным напряжением частоты 400 ± 20 Гц $200^{+8}_{-13}$ В; напряжением постоянного тока $27^{+2,4}_{-3}$ В; потребляемый переменный ток - не более 0,9 А и потребляемый постоянный ток - не более 10А.

16. Диапазон рабочих температур - от -60°С до 60°С.

17. Влажность окружающей среды - не более 98% при температуре не более 35°С.

18. Масса БЦВМ - не более 32 кг.

19. Объем БЦВМ - не более 48 $дм^3$.

20. Среднее время наработки на отказ - не менее 1000 ч; среднее время восстановления БЦВМ - не более 30 мин (по ТУ).

21. Время готовности к работе после включения электропитания - не более 90 с.

22. Элементная база БЦВМ: основная (кремниевые интегральные микросхемы серий 134, 133, 136, 130, 106, представляющие собой потенциальные системы элементов с транзисторно-транзисторной

логикой (ТТЛ), в основу которых положена логическая схема И-НЕ/ИЛИ-НЕ); специальная элементная база, обеспечивающая связи как между элементами БЦВМ, так и между БЦВМ и внешними устройствами и системами.

Охлаждение БЦВМ Ц100 осуществляется путем принудительной вентиляции с расходом охлаждающего воздуха 10 кг/ч при температуре $T = 20^{\circ}C$ и температуре окружающей среды $20^{\circ}C$ от системы кондиционирования, не входящей в состав БЦВМ.

В состав БЦВМ Ц100 входят: устройство А09.030.01, предназначенное для выполнения вычислительных и логических операций программным или схемным способом и обмена информацией с внешними источниками и потребителями информациии; нестабилизированный выпрямитель 09.084(ВН) и жгут 09.086-01. Устройство А09.030.01 может работать без принудительной вентиляции не более 10 мин при температуре окружающей среды не выше $60^{\circ}C$. Выпрямитель нестабилизированный 09.084 допускает длительную непрерывную работу в условиях естественного охлаждения при температуре окружающего воздуха не выше $60^{\circ}C$. При выключенной системе охлаждения, т.е. в условиях естественной конвекции, БЦВМ может работать строго ограниченное время (см.табл.2.1).

Таблица 2.1

| Температура окружающего воздуха, °C | Не более 5 | 5-10 | 10-20 | 20-30 | 30-40 | 40-50 | 50-60 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Допустимое время работы БЦВМ, мин, не более | Работа без обдува | | 36 | 26 | 20 | 14 | 12 |

## 2. Состав, принципы построения и структурная схема БЦВМ Ц100.02.01

БЦВМ Ц100 состоит из 18 конструктивно и функционально законченных блоков (модулей) с автономным программным и схемным управлением (рис.2.1). По функциональному назначению БЦВМ Ц100 можно подразделить на следующие части:

- центральный процессор (ЦП), обеспечивающий выполнение всех процедур по обработке информации и управлению вычислительным процессом;

3.Изд.№7906



мб 2016

- процессор ввода - вывода информации (ПВВ), организующий взаимодействие БЦВМ с внешними устройствами;

- блоки памяти (БП), предназначенные для хранения информации;

- шины общего пользования (магистрали);

- блоки электропитания.

В состав ЦП входят (рис.2.I): блок арифметический умножения и деления - блок 09.0I8 (БАУД); блок управления данными - блок 09.063 (БУД); блок управления постоянной памятью - блок 09.066 (БУПП); блок арифметико-логический - блок 09.0I7 (БАЛ). Процессор ввода - вывода информации содержит: блок сопряжения 09.043 (БС); блок обмена 09.044 (БО-2); блок обмена 09.045 (БО-3); блок обмена 09.046 (БО-4); блок обмена 09.040 (БО-5). К блокам памяти относятся: блок запоминающий оперативный 09.080 (БЗО-I); блок запоминающий постоянный микропрограмм для запоминания старших разрядов 09.00I (БЗП-9МI); блок запоминающий постоянный микропрограмм для запоминания младших разрядов (БЗП-9М2); блоки запоминающие постоянные программ 09.000, 09.000-0I, 09.000-02 (БЗП-8П). Блоки электропитания представлены в БЦВМ ЦI00 :выпрямителем нестабилизированным (ВН) 09.084, обеспечивающим электрическую развязку систем электропитания постоянного и трехфазного переменного тока, преобразование переменного напряжения питания в постоянное напряжение 27В и фильтрацию помех в целях решения задачи электромагнитной совместимости БЦВМ в составе бортового комплекса; блоком питания (Бл.П) 09.09I, предназначенным для организации электропитания БЦВМ, и блоком стабилизированных напряжений 09.068 (БСН).

Блок БАЛ выполняет арифметические и логические операции над битами, байтами и словами. Блок БАУД предназначен для выполнения операций умножения и деления над словами и двойными словами. Блок БУД служит для формирования адресов данных, запоминания и восстановления содержимого магистралей. Блок БУПП формирует и выдает адреса элементов программ, констант и микрокоманд в постоянную память программ и микропрограмм.

Блок БС предназначен для коммутации входных и выходных линий подключенных ко входам БЦВМ, преобразования двуполярных последовательных кодов в однополярные последовательные коды, преобразования однополярных последовательных кодов выходной информации в двуполярные последовательные коды. Блок БО-2 преобразует

последовательные коды в параллельные и вырабатывает сигналы прерывания в соответствии с принятой в БЦВМ системой приоритетов. Блок БО-3 служит для хранения входной и выходной информации при обмене с внешними устройствами. Блок БО-4 осуществляет преобразование выходной информации БЦВМ в последовательные однополярные коды при обмене с внешними устройствами. Блок БО-5 обеспечивает обмен информацией параллельным кодом между БЦВМ и внешними устройствами.

Память БЦВМ Ц100 представлена тремя видами: оперативная память (БЗО-I) - для переменных операндов; постоянная память программ БЗПП (блоки БЗП-8П) - для операторов и констант; постоянная память микропрограмм БЗПМ (блоки БЗП-9МI, БЗП-9М2) - для микропрограмм, операторов и тестов. БЦВМ работает по программе, размещаемой в блоках БЗП-8П(09.000, 09.000-0I, 09.000-02). Для каждой программы, закладываемой в БЦВМ, составляется таблица информации. Таблицы информации заносятся в ведомости таблиц информации.

Связь между блоками БЦВМ осуществляется через систему информационных, адресных и управляющих шин (магистралей) общего пользования. В БЦВМ Ц100 имеются следующие магистрали (рис.2.I): ∠A[2/I5] - I4-разрядная адресная магистраль, являющаяся магистралью адреса блока БЗО-I; ∠E[0/I5] - I6-разрядная магистраль операторов, предназначенная для передачи информации из блоков БЗПП в другие блоки ЦП; по этой магистрали производится также прием кода прерывания из ПВВ, причем она может использоваться как для передачи слов, так и байтов (как по старшим [0/7] разрядам ∠E, так и по младшим [8/I5]; ∠Д [0/I5] - I6-разрядная информационная магистраль для обеспечения двунаправленной передачи информации между любыми блоками ЦП, ПВВ и БЗО-I; ∠F [0/35] - 36-разрядная магистраль управления для передачи кодов микрокоманд из блоков БЗПМ в другие блоки ЦП, ПВВ и БЗО-I; ∠B [0/I5] - I6-разрядная адресная магистраль (магистраль адреса блоков БЗПП); ∠C [3/I5] - I3-разрядная адресная магистраль - магистраль адреса блоков БЗПМ; ∠O [0/I5] - I6-разрядная внутренняя информационная магистраль обмена, предназначенная для передачи информации между блоками УВВ-БО-2, БО-3, БО-4 и БС.

Работа блоков ЦП, блоков памяти БЗО-I, БЗПП и блока параллельного обмена БО-5 осуществляется под управлением микропрог-

3*

раммы ЦП, размещаемой в блоках памяти микропрограмм БЗПМ. Выборка микрокоманд из БЗПМ в магистраль управления *LF* осуществляется с периодом, равным рабочему циклу ЦП Т=1,2 мкс. Ввод и вывод информации по линиям последовательного кода, реализуемый блоками УВВ БС, БО-2, БО-3, БО-4, производится аппаратно в соответствии с предварительной настройкой ПВВ. Выполнение микропрограмм в блоках производится аппаратно.

Микропрограммный принцип управления ЦП заключается в задании каждому блоку процессора инструкции (команды), которая реализуется в блоке за время рабочего такта ЦП. Это задание осуществляется микропрограммой, представляющей собой последовательность микрокоманд ЦП. Под управлением микропрограммы, реализующей алгоритм выполнения оператора, каждый блок ЦП выполняет некоторую последовательность действий, определяемую его функциональным назначением. В общем случае формат микрокоманды любого типа имеет вид, представленный на рис.2.2, где приняты следующие обозначения: КСБ - поле кода структуры блока (поле "включения" блока), при КСБ = 0 остальные поля микрокоманды блоком не воспринимаются; $КО_п$ - поле кода операции; $ДКО_п$ - поле расширения кода операции; А - поле адреса регистра местной памяти блока; *НО* - поле непосредственно операнда. В зависимости от типа блока и значения поля $КО_п$ все или некоторые из полей $ДКО_п$, А, НО в микрокоманде блока могут отсутствовать.

Программа, выполняемая в БЦВМ, представляет собой последовательность команд (операторов), размещаемых в блоках памяти программ БЗПП. Каждый оператор реализует некоторый фиксированный алгоритм над определенными типами и числом операндов. В соответствии с описанием алгоритма оператора для него составляется микропрограмма. Выполнение операторов в БЦВМ осуществляется путем выполнения соответствующих микропрограмм, размещаемых в блоках БЗПМ. Программа на языке операторов имеет модульную структуру. Каждый программный модуль начинается оператором НАЧАЛО МОДУЛЯ и может работать со своей зоной данных в блоках БЗО-I, БЛП и констант в блоках БЗПП. Число программных модулей - не более 256. Адресные характеристики каждого программного модуля содержатся в таблице адресов программных модулей (таблица АПМ), создаваемой единой на всю программу ( размещается в БЗПП).

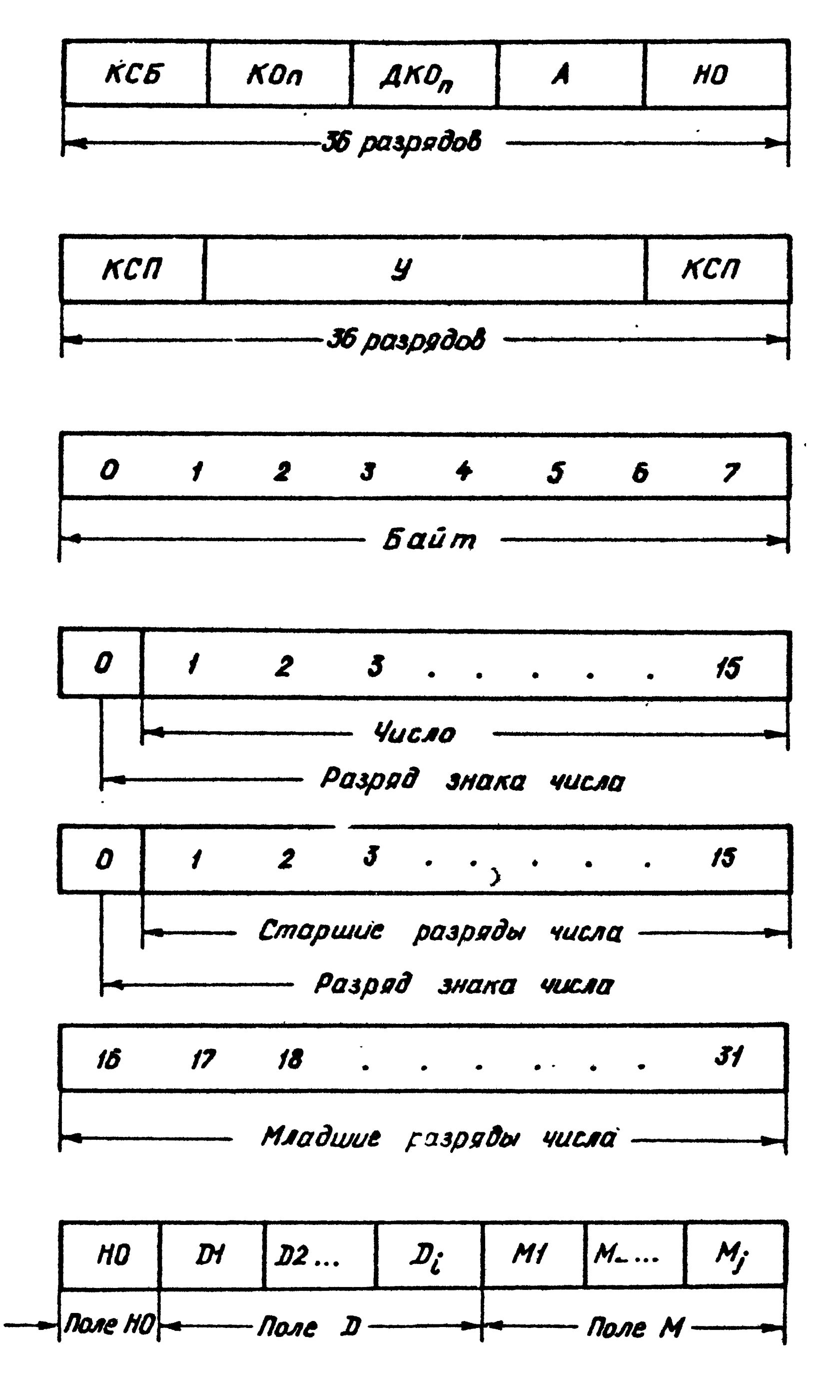

КСБ
КОп
ДКО$_п$
А
НО
36 разрядов
КСП
У
КСП
36 разрядов
0 1 2 3 4 5 6 7
Байт
0 1 2 3 . . . . . 15
Число
Разряд знака числа
0 1 2 3 . . . . . 15
Старшие разряды числа
Разряд знака числа
16 17 18 . . . . . . 31
Младшие разряды числа
НО
D1
D2 ...
D$_i$
M1
M ...
M$_j$
Поле НО
Поле D
Поле M

Рис. 2.2

Форматы данных и структура операторов приведены на рис.2.2. БЦВМ Ц100 оперирует с четырьмя типами данных: битом (один двоичный разряд); байтом (8 двоичных разрядов); словом (16 двоичных разрядов, включая знаковый); двойным словом (32 двоичных разряда, включая знаковый). Числа (слова и двойные слова) представлены в форме с фиксированной запятой между разрядом знака и числовым полем и изображаются в виде правильных двоичных дробей. Диапазон чисел: от $2^{-2n}$ до $1-2^{-2n}$ для положительных величин и от (-1) до ($-2^{-2n}$) для отрицательных величин, где $2n$ - длина числового поля в двойном слове (код 0,111...11). Бит принимает значения 0 или 1. Байт задается шестнадцатеричным кодом от 00 до *FF* (для записи любых чисел в шестнадцатеричной системе требуется 16 цифр: 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, *A, B, C, D, E, F*, где буквами *A, B, C, D, E, F* обозначены соответственно цифры 10, 11, 12, 13, 14, 15). Слово задается шестнадцатеричным кодом от 0000 до *FFFF*, причем коды от 0000 до *7FFF* соответствуют положительным числам, а коды от 8000 до *FFFF* - отрицательным. Двойное слово задается шестнадцатеричным кодом от 0000 0000 до *FFFFFFFF*, причем коды от 0000 0000 до *7FFFFFFF* соответствуют положительным числам, а коды от 8000 0000 до *FFFFFFFF* - отрицательным.

Минимальным элементом структуры оператора является байт. Длина оператора кратна байту и может быть любой в зависимости от типа оператора (рис.2.2). В общем случае запись оператора содержит поля трех типов: поле кода (номера) оператора - НО, поле имен данных (адресов операндов или непосредственных операндов) - *D*, поле меток (адресов передачи управления) - М. Поле номера оператора НО обязательно для всех операторов. Номер оператора задается шестнадцатеричным кодом от 00 до *FF* (размер поля НО - один байт). Поле *D* и поле М могут состоять из нескольких подполей $D1, D2, ..., D_i$ и $M1, M2, ..., M_j$. Наличие полей *D* и *M*, их структура и размер определяются функциями, реализуемыми каждым конкретным оператором. Поле М содержится в тех операторах, которые предусматривают возможность передачи управления на помеченный оператор. В подполях $D1 - D_i$ могут указываться: относительные адреса битов, байтов, слов и двойных слов; непосредственные операнды всех предусмотренных типов данных; номера программных модулей; базы и базовые адреса зон БЗПП, БЗО-1, БЛП; непосредственные операторы любой структуры.

Для работы БЦВМ и внешних устройств в реальном масштабе времени в блоке БО-4 имеется специальное устройство (таймер), осуществляющее синхронизацию программы и внешних устройств метками времени. Таймер может работать в автономном режиме и режиме внешней синхронизации входными метками (МЕТКА ВХ.). В автономном режиме таймер выдает выходные метки (МЕТКИ ВЫХ.) с периодом 10,4 мс; при внешней синхронизации период и длительность выходных меток соответствуют периоду и длительности входных меток (период входных меток не должен быть более 10,24 мс).

В БЦВМ Ц100 реализована семиуровневая система прерываний программ. В порядке приоритетности прерывания подразделяются на следующие виды:

1) прерывание по ошибке (ПРОШ); 2) прерывание от таймера (ПРТ); 3) прерывание № 1 от внешних устройств (ПРВШ1); 4) прерывание № 2 от внешних устройств (ПРВШ2); 5) прерывание при поступлении срочной информации (ПРСР); 6) прерывание при поступлении сигнала готовности информации из внешних устройств (ПРГ); 7) прерывание при приеме заданного количества слов из канал № 9 (ПРКС). Прерывания ПРВШ1, ПРВШ2, ПРСР, ПРГ, ПРКС вызываются внешними, а ПРТ и ПРОШ как внешними, так и внутренними источниками.

Процессор ввода - вывода информации по функциональному назначению можно разделить на две части: устройство ввода - вывода (блоки БС, БО-2, БО-3 и БО-4); блок параллельного обмена БО-5. Обмен информацией между УВВ ПВВ и центральным процессором ЦП осуществляется через магистрали *LD*, *LE* и *LF* и внутреннюю магистраль УВВ *L*0. По магистрали *LF* в УВВ поступают коды микрокоманд, по магистрали *L*E в ЦП передаются коды видов прерываний. Магистраль *L*0 дублирует магистраль *LD*, компенсируя недостаточную нагрузочную способность *LD*.

Обмен информацией с внешними устройствами является асинхронным по отношению к обмену информацией с ЦП. Ввод информации в УВВ ПВВ из внешних устройств производится по 9 независимым каналам через коммутаторы К1-К9. Коммутаторы осуществляют коммутацию 18 входных (А1-А18) и 16 выходных (Б1-Б16) линий передачи информации. Линии распределены по коммутаторам следующим образом: А1, А16, Б1, Б2(К1); А3, А4, Б3, Б4(К2); А17, А18, Б5(К3); А6, Б6, Б7(К4); А2, Б8, Б9(К5); А5, Б10, Б11(К6); А7, Б12, Б13(К7); А8, Б14, Б15(К8); А9 - А15, Б16(К9). Каждый коммутатор может одновременно пропускать информацию только от одной линии, подключенной к нему.

Коммутаторы функционально взаимосвязаны с устройствами ввода информации УВИ1-УВИ9, которые управляют преобразованием входных последовательных кодов в параллельные. Устройства УВИ1-УВИ5 работают только в режимах асинхронного приема информации и по сигналам готовности; УВИ6-УВИ9 - только в режиме асинхронного приема информации. Вывод информации из УВВ ПВВ во внешние устройства производится по 16 выходным линиям Б1-Б16, работающим синхронно. С выхода УВВ ПВВ выдаются двуполярные последовательные коды (см. рис.7.3).

БЦВМ Ц100 может воспринимать разовые команды (РК) по 4 линиям связи КР1-КР4: по линиям КР1-КР2-РК для задания режимов контрольного теста БЦВМ; по линиям КР3-КР4-РК для задания режимов работы БЦВМ в системе ωВ . Через УВВ ПВВ может осуществляться обмен информацией с другой БЦВМ Ц100 по линиям последовательного обмена (последовательного кода). ПВВ выдает сигнал исправности БЦВМ в виде РК после правильного прохождения контрольного теста Ц100 .

Каждое принимаемое слово состоит из 32 разрядов: 8 младших разрядов [0-7] - адрес, 31-й разряд - контрольный, остальные разряды [8-30] - информационная часть. Слова поступают начиная с младшего разряда, первым передается старший разряд адреса [0]. Слова в одной линии должны отделяться друг от друга временным интервалом не менее 64 мкс. Формат выводимого слова аналогичен вышерассмотренному вводимому. Выводимые слова должны разделяться временным интервалом не менее 80 мкс.

Обмен информацией БЦВМ с внешними устройствами по параллельной магистрали осуществляется с помощью блока БО-5 ПВВ( обмен между БЦВМ Н019 и С-31 по магистрали параллельного обмена невозможен). Обмен осуществляется посредством однонаправленной адресной магистрали А1, двунаправленной числовой магистрали К1, К2 и магистрали управления, где К1 обозначает код числа из БЦВМ, а К2 - код числа в БЦВМ из внешнего устройства. Адресная и информационная магистрали - 17-разрядные: [0-15] - информационные разряды; 16-й разряд - контрольный. Для выполнения режима обмена параллельными кодами между БЦВМ и внешними устройствами существуют специальные операторы, в частности операторы ВЫВОД ПАРАЛЛЕЛЬНОГО КОДА и ВВОД ПАРАЛЛЕЛЬНОГО КОДА. Оператор ВЫВОД ПАРАЛЛЕЛЬНОГО КОДА предназначен для вывода массива 16-разрядных слов во внешние устройства по параллельному каналу.

Следует иметь в виду, что в технической документации на систему СУВ и на структурной схеме бортового комплекса (рис.I.I) имеет место следующее соответствие между входными и выходными магистралями обмена цифровой информацией последовательным биполярным 32-разрядным двоичным кодом БЦВМ Ц100 как между собой, так и с другими устройствами и системами бортового комплекса:

- номера входных и выходных магистралей непосредственно БЦВМ С-3I совпадают с номерами внешних входных и выходных магистралей, по которым данная БЦВМ связана с БЦВМ Н0I9 и другими устройствами и системами;

- номера входных и выходных магистралей непосредственно БЦВМ Н0I9 и номера внешних входных и выходных магистралей, по которым данная БЦВМ связана с БЦВМ С-3I и другими устройствами и системами, соотносятся между собой следующим образом: АI-8А; А3-2А; АI8-I8А; А6-6А; А2-I0А; А5-5А; А7-7А; А8-9А; А9-I7А; БI-IА; Б3-3Б; Б4-4Б; Б5-5Б; Б6-6Б; Б7-7Б; БI0-I0Б; БII-IIБ; БI2-I2Б; БI3-I3Б; БI4-I4Б.

Магистраль обмена параллельным кодом БЦВМ Н0I9 носит название магистрали третьего уровня (МШ), которая служит для обмена цифровой информацией параллельным I6-разрядным кодом между БРЛС и БЦВМ Н0I9.

В БЦВМ Ц100 введены следующие способы контроля: аппаратный и тестовый. Аппаратный контроль по модулю 2 (*mod* 2) позволяет обнаруживать единичные отказы и систематические или случайные сбои при вводе информации в последовательном и параллельном кодах, выводе информации в параллельном коде, проверять сохранность информации в блоках оперативной и микропрограммной памяти в момент ее использования. Для периодической проверки работоспособности БЦВМ введены контрольные тесты, включающие в себя проверку функционирования блоков ЦП, тест проверки битовой (логической) памяти, тесты проверки работоспособности блоков памяти, схем контроля блоков микропрограммной памяти, блоков обмена последовательным и параллельным кодом. Для проверки правильности функционирования на этапе наладки и испытаний БЦВМ, поиска неисправностей, а также для отладки программного обеспечения используется пульт контроля и управления ПКУ-I3М с блоком питания БП-I00М. При работе БЦВМ с ПКУ-I3М возможны следующие режимы работы, задаваемые ПКУ-I3М: автоматический; по операторам - с остановом после выполнения каждого оператора; по тактам - с

остановом после выполнения каждой микрокоманды. Пульт ПКУ-13М имитирует взаимодействие БЦВМ в составе системы СУВ.

### 2.3.3. Краткая характеристика блока вычислительного цифрового БВЦ20-6

По функциональному признаку в составе блока вычислительного цифрового БВЦ20-6 выделяют следующие основные части : устройство арифметики и управления (УАУ); ОЗУ; ПЗУ и УВВ. Устройство УАУ предназначено для автоматического управления всеми функциональными элементами БВЦ20-6 и выполнения операций из списка системы команд в соответствии с заданной программой. ОЗУ осуществляет прием, хранение и выдачу кодов чисел и команд в процессе функционирования вычислительного блока. ОЗУ построено по системе с прямой выборкой числа (по системе $z$, при которой ток считывания в накопителе ОЗУ проходит только через выбранный адресный провод по оси $z$ ). В качестве накопителя в ОЗУ применен куб памяти КП-Ш 512/19. ПЗУ предназначено для хранения и выдачи по запросу УАУ двоичных кодов чисел и команд, хранящихся в его накопителе. УВВ служит для обмена информацией между БВЦ20-6 и БЦВМ Н019, БЦВМ С-31 и другими системами и устройствами СУВ и бортового комплекса в целом.

Основные технические характеристики БВЦ20-6:

- быстродействие операций типа сложения - 200000 в секунду; операций умножения - 100000 в секунду; операций деления - 10000 в секунду;

- представление чисел - в двоичном дополнительном коде с запятой, фиксированной после старшего разряда; разрядность чисел — 16 двоичных разрядов, из которых 15 - значащих и 1 - знаковый; разрядность команд - 16 двоичных разрядов с адресной частью, содержащей 9 разрядов;

- емкость ОЗУ - 512 16-разрядных слов;

- емкость ПЗУ - 16384 16-разрядных слов;

- время выполнения в УАУ операций типа сложения - 5 мкс; умножения, сдвига - 10 мкс; деления - 100 мкс; запоминания - 10 мкс;

- система команд - одноадресная; предусматривает обращение к трем видам памяти: ПЗУ емкостью от 8 до 32 К слов; ОЗУ емкостью от 0,5 до 1 К слов; внешнему запоминающему устройству (ВЗУ) емкостью от 0,5 до 1 К слов.

Устройство УВВ блока БВЦ20-6 содержит многоканальные аналоговые, дискретные преобразователи и преобразователи последовательных двоичных кодов. Каналы входной и выходной информации УВВ включают в себя:

а) преобразователи дискретной информации: многоканальный преобразователь " частота - код " (МПЧ) - 4 канала, один из которых контрольный; преобразователь разовых команд и параллельных кодов в машинный код (ПДМ) (общий объем входной информации - 32 бита); преобразователь машинного кода в разовые команды и параллельные коды (ПМД) (общий объем выходной информации - 32 бита);

б) преобразователи последовательных кодов: многоканальный преобразователь последовательных кодов с активной выдачей (МПК-ВА5) - 2 канала; многоканальный преобразователь последовательных кодов с пассивным приемом (МПК-ПП) - 14 каналов;

в) преобразователи аналоговой информации: многоканальный преобразователь "аналог - код" (МПА) для угловых величин - 10 каналов и для постоянных напряжений - 6 каналов.

### 2.3.4. Краткая характеристика навигационного цифрового вычислителя

Навигационный цифровой вычислитель НВЦ, входящий в состав БРНО-29, выполняет одновременно функции специализированного цифрового вычислителя РСБН "Радикал" и системы навигации СН-29 в целом. В его состав входят цифровое вычислительное устройство (блок А-340-071) и устройство ввода - вывода информации (блок А-340-052). Цифровой обмен информацией с внешними устройствами и системами осуществляется последовательным биполярным кодом непосредственно через блок преобразования команд (БПК) - блок А-323-006, преобразующий последовательный биполярный код в двоичный 15-разрядный код с фиксированной запятой. Прием и выдача аналоговых сигналов, все виды преобразований аналоговых сигналов типа "аналог - код" и "код - аналог", прием и выдача разовых команд выполняются УВВ. В НВЦ применена жесткая программа с позиционной системой команд, при которой каждому шагу в программе соответствует выполнение той или иной операции.

Основные технические характеристики НВЦ:

1. Разрядность - 15 разрядов; используется двоичный код с фиксированной запятой; нумерация разрядов начинается с младшего;



2016

отрицательные числа представляются в дополнительном коде.

2. Количество типовых команд - 13.

3. Объем оперативного ЗУ - 32 слова.

4. Объем информации по каналу числового обмена - 16 двадцатиразрядных слов.

5. Объем цифровой информации по каналу автоматической выдачи в специальные системы - 11 15-разрядных слов.

6. Объем цифровой информации по каналу пультового обмена - 128 20-разрядных слов.

7. Быстродействие - 50000 коротких операций в секунду.

8. Число входных каналов УВВ: 12 аналоговых (из них один контрольный); цифровой канал на 16 адресов; 16 каналов для разовых команд.

9. Число выходных каналов УВВ: 12 аналоговых (из них 4 функциональных), цифровой канал на 16 адресов; 15 каналов для разовых команд; кроме входных каналов УВВ имеются три канала для приема 3 импульсных последовательностей.

10. Масса - 8 кг.

11. Потребляемая мощность - 70 Вт.

### 2.3.5. Общая характеристика математического обеспечения БВС системы СУВ-29Э

При разработке математического обеспечения (МО) БВС авиационных бортовых комплексов самолетовождения, прицеливания и управления вооружением и, в частности, бортовых комплексов фронтовых истребителей в настоящее время получил распространение подход, опирающийся на боевые задачи, решаемые ЛА. Такой подход обеспечивает разделение процесса обработки данных в БВС по функциональным задачам. При разработке функционального МО перспективным является модульный принцип, в определенной степени нашедший реализацию и в БВС самолета МиГ-29Б. Модульная структура функционального МО БВС аналогична модульной структуре аппаратурных средств вычислительной системы. Процесс обработки данных в БВС в этом случае разделяется по функциональным задачам с соответствующим распределением их между модулями.

Модульная структура МО обладает рядом достоинств, к основным из которых относятся следующие: во-первых, такая структура позволяет независимо друг от друга разрабатывать, доводить и

испытывать несколько модулей одновременно; во-вторых, при такой структуре МО имеется возможность производить модификацию того или иного модуля, не вызывая при этом изменений в других модулях, поскольку взаимодействие между модулями остается без изменений. Кроме того, к разработанным модулям могут быть добавлены новые программы и изъяты некоторые устаревшие модули.

Бортовое МО БВС и системы СУВ в целом включает в свой состав бортовое МО БЦВМ НОI9, БЦВМ С-3I, БЦВМ системы СЕИ и бортовое МО НВЦ системы СН-29, т.е. бортовое МО комплексов РЛПК и ОЭПрНК. Для обеспечения режима взаимодействия в составе МО комплексов РЛПК и ОЭПрНК имеются специальные алгоритмы режима взаимодействия (ВЗМД.).

Бортовое МО комплекса РЛПК состоит из функционального МО и операционной системы (ОС) (см.рис.2.3). Функциональное МО, именуемое также функциональным программным обеспечением (ФПО), предназначено для решения основных задач комплекса. Операционная система организует вычислительный процесс в комплексе, а также выполняет ввод и вывод информации. В состав функционального МО РЛПК входят модуль НОI9, модуль боевого применения (БП) и модуль встроенного контроля (ВСК).

Модуль НОI9 включает в себя группу алгоритмов общего применения и группы алгоритмов, обеспечивающих определенные режимы работы БРЛС. В состав группы алгоритмов общего применения входят локальный диспетчер (ЛДРЛ), предназначенный для формирования штатного пакета программ, соответствующего режиму работы БРЛС; локальный диспетчер I0 Гц пакета (ЛДI0) для обеспечения режима взаимодействия комплексов РЛПК и ОЭПрНК и формирования пакета задач, определяемых режимом работы БРЛС; локальный диспетчер 20 Гц пакета (ЛД20) для формирования пакета задач модуля БП; локальный диспетчер 2 Гц пакета (ЛД2) для формирования пакета задач модуля БП и модуля НОI9; локальный диспетчер I Гц пакета (ЛДI) для формирования задач модуля ВСК; группа из I2 частных алгоритмов ЛДРЛ входит в I00 Гц пакет).

К группе алгоритмов, реализующих определенные режимы работы БРЛС, относятся: группа из 7 алгоритмов, обеспечивающих работу комплекса РЛПК в режиме обзора; группа из 4 алгоритмов, обеспечивающих работу комплекса РЛПК в режиме обзора ВЧП; группа из 3 алгоритмов для режима обзора СЧП и Б.БОИ; группа из 4 алгоритмов для режима РНП группа из 2 алгоритмов

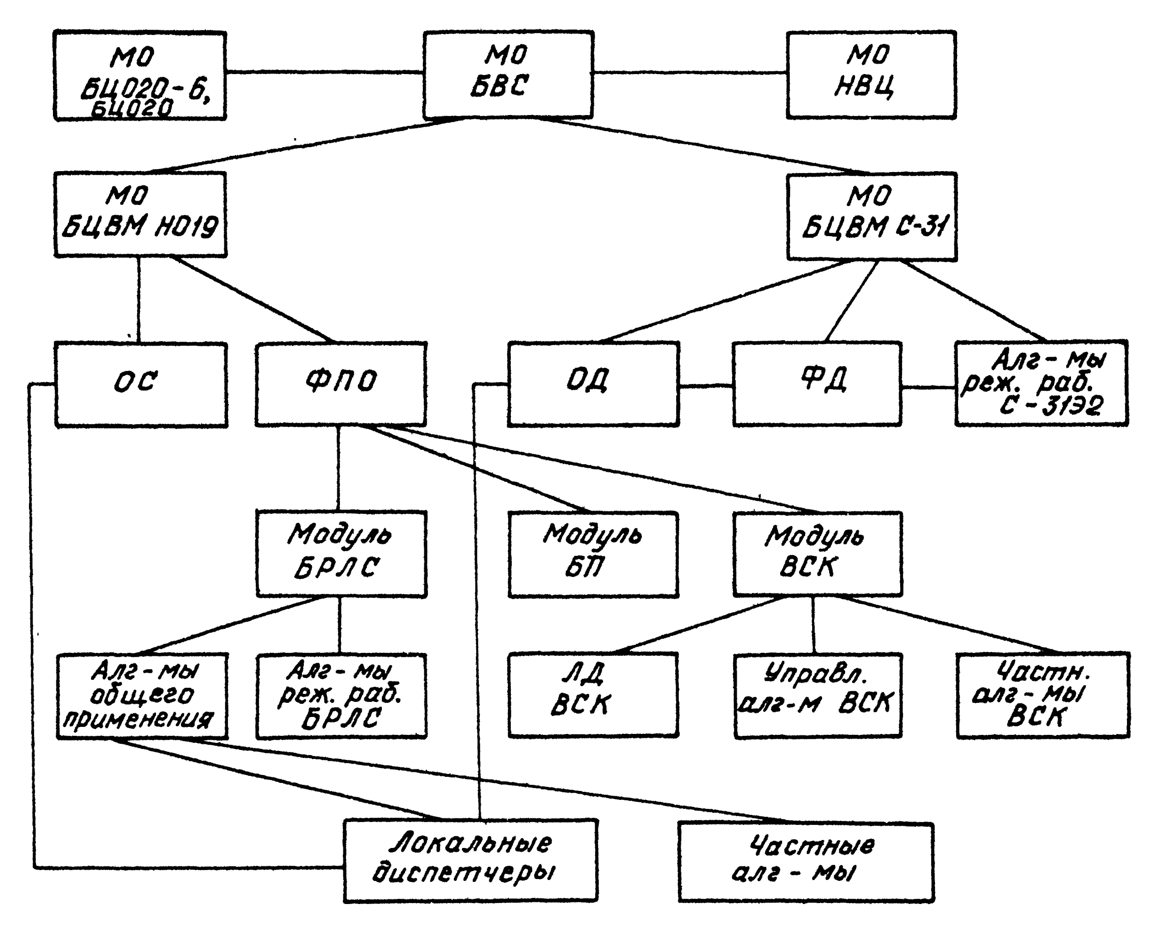

МО БЦ020-6, БЦ020
МО БВС
МО НВЦ
МО БЦВМ Н019
МО БЦВМ С-31
ОС
ФПО
ОД
ФД
Алг-мы реж. раб. С-31Э2
Модуль БРЛС
Модуль БП
Модуль ВСК
Алг-мы общего применения
Алг-мы реж. раб. БРЛС
ЛД ВСК
Управл. алг-м ВСК
Частн. алг-мы ВСК
Локальные диспетчеры
Частные алг-мы

Рис. 2.3.

для режима сопровождения СЧП и Б.БОЙ; группа из 7 алгоритмов для режима захвата и сопровождения ВЧП.

Модуль БП включает в себя группу из 14 алгоритмов. В состав модуля ВСК входят локальный диспетчер ВСК (8.00), управляющие алгоритмы ВСК и 13 частных алгоритмов. Операционная система состоит из 6 алгоритмов. Работа ОС основана на обработке сигналов прерывания от таймера Ц100.02-06 и сигналов внешнего прерывания. Взаимодействие между ФПЮ и ОС осуществляется с помощью локальных диспетчеров, формирующих списки рабочих программ пакетов. Последовательность запуска локальных диспетчеров - в порядке убывания частоты решения. Для осуществления запуска программ внутри пакета в БЗПП задана таблица начальных адресов программ.

Бортовое МО комплекса ОЭПрНК содержит общий диспетчер (ОД), функциональный диспетчер (ФД) и 70 частных алгоритмов, обеспечивающих все режимы работы комплекса. Общий диспетчер осуществляет организацию вычислительного процесса и обеспечивает работу пакетов программ, заданных ФД. Функциональный диспетчер реализует логику выбора различных режимов работы комплекса ОЭПрНК. Кроме того, он определяет состав и частоту счета алгоритмов в каждом режиме работы комплекса. По команде ШАССИ УБРАНО (ШУ=1) комплекс ОЭПрНК работает только в боевых режимах, при ШУ = 0 возможен выход в режим наземных проверок.

Работа ОД основана на обработке сигналов прерывания: по таймеру (Т) БЦВМ Ц100.02-01; по сигналам ГОТОВНОСТЬ (Г1, Г2) от Э502-20-04 и НСЦ. При этом ОД обеспечивает передачу управления на входы программ по указанным сигналам прерывания. В комплексе ОЭПрНК предусмотрены следующие частоты решения пакетов программ: 100 Гц; 50 Гц; 25 Гц; 12,5 Гц; 6,25 Гц. После обработки прерывания по таймеру ОД обеспечивает решение программ, включенных в 100 Гц пакет. После окончания работы 100 Гц пакета функционируют программы 50 Гц пакета, причем их работа в текущем цикле либо начинается, либо продолжается, если не была окончена в предыдущем цикле. Программы, включенные в 25 Гц, 12,5 Гц и 6,25 Гц пакеты должны выполняться полностью соответственно за 4, 8 и 16 циклов. При поступлении в Ц100.02-01 сигнала ГОТОВНОСТЬ происходит прерывание решения любого пакета программ и блокировка прерывания по таймеру. ОД включает пакет программ, решаемых с частотой поступления сигнала ГОТОВНОСТЬ.

Группа из 70 частных алгоритмов обеспечивает функционирование комплекса ОЭПрНК как в полетных режимах (навигация, обзор,

ближний бой, атака (захват), ручное целеуказание, "шлем", стрельба из пушки по воздушной цели несинхронным способом, прогноз, бомбометание, применение неуправляемых ракет и стрельба по наземным целям, полетный контроль, режим взаимодействия комплексов РЛПК и ОЭПрНК ), так и в наземных режимах (ввод, индикация, стыковочный тест, режим встроенного контроля комплекса ОЭПрНК ). Режимы работы комплекса ОЭПрНК рассматриваются в главе 5.

Программное обеспечение режима взаимодействия комплексов РЛПК и ОЭПрНК достигается благодаря наличию в составе бортового МО данных комплексов специальных алгоритмов и подпрограмм. В боевых режимах работы комплекса ОЭПрНК , когда сформирована команда ШАССИ УБРАНО (ШУ = I) и работоспособна БЦВМ НО19, режим взаимодействия реализуется БЦВМ С-3I путем решения алгоритма ВЗМД комплекса ОЭПрНК , называемого также управляющим алгоритмом, и подпрограммы РВ (подпрограммы режима взаимодействия). Управляющий алгоритм формирует сигналы (признаки) выбора в качестве ведущей БЦВМ НО19 (признак ВР); управления системой СЕИ от БЦВМ НО19 (признак УСБ) и ряд других сигналов, по которым управление системами СЕИ, СУО и блоками БПИ осуществляется БЦВМ НО19. В БЦВМ С-3I при выборе ведущим комплексом РЛПК работает подпрограмма РВ при условии наличия сигналов сопровождения цели по углам РЛПК ( $D_{ост\,\varphi} = 1$ ) и измерения дальности и скорости сближения $(D/\dot{D}_{рл} = 1)$, отсутствия признака применения нарезного оружия (НО = 0) и выполнения ряда других условий. Подпрограмма ВР в этом случае подключает пакеты алгоритмов с частотой 100 Гц, 50 Гц, 25 Гц и 12,5 Гц.

При неисправности БЦВМ НО19 (признак ИВР=0) управляющий алгоритм ОЭПрНК обеспечивает обнуление сигналов УСБ и ВР; подпрограмма РВ в этом случае не подключается. При этом ФД осуществляет включение пакетов алгоритмов в соответствии с логикой работы комплекса ОЭПрНК. Управление системами СЕИ и СУО в этом случае независимо от положения органов управления системы СУВ производится БЦВМ С-3I.

В составе бортового МО комплекса РЛПК режим взаимодействия с комплексом ОЭПрНК обеспечивается алгоритмом ВЗМД, являющимся составной частью локального диспетчера ЛДI0. Алгоритм ВЗМД комплекса РЛПК решает следующие задачи: формирует

и выдает команды управления системой СЕИ и блоками БПИ; формирует и выдает команды управления антенной и дальномерным каналом РЛПК в режиме квазиобзора (КВО); формирует и выдает команды управления РЛПК в режиме ОБЗОР В ТОЧКУ; осуществляет отождествление координат цели, измеренных комплексами РЛПК и ОЭПрНК при выбранном ведущем комплексе ОЭПрНК . В режиме ВЗМД управление комплексом РЛПК определяется наличием тех или иных команд управления, формируемых управляющим алгоритмом комплекса ОЭПрНК : $C_{урс}$ - управление СЕИ и БПИ от БЦВМ НО19; $C_{кво}$ - режим квазиобзора; $C_{зац}$ - автоматический захват цели. Вышеуказанный режим ОБЗОР В ТОЧКУ характеризуется отсутствием движения антенны (антенна выставляется по целеуказанию по углам от ОЭПрНК ) и сохранением вида излучения передатчика БРЛС, характерного для режима обзора.

## 2.4. Сопряжение системы СУВ-29Эс вооружением и оборудованием бортового комплекса

Функциональная связь системы СУВ с оружием осуществляется по двум каналам:

- по каналу I:

а) БЦВМ-БПИ-авиационное пусковое устройство (АПУ) - оружие;

б) БЦВМ-БПИ-СУО

в) передатчик БРЛС-АФУ-П-АПУ-оружие;

- по каналу П: СУО -АПУ-оружие.

По первому каналу передаются: информационные и информационно-командные сигналы и команды, содержащие информацию об условиях пуска ракет и обеспечивающие целеуказание ГСН и настройку аппаратуры ракет (ГСН, автопилотов (АП), радиовзрывателя (РВ)); высокочастотные сигналы, используемые для настройки РГС ракет Р-27PIна литерную частоту и для контроля работоспособности линии радиокоррекции.

Передача информации по первому каналу осуществляется по двухпроводной бифилярной линии связи 32-разрядным последовательным двоичным кодом. Аналогичным образом производится обмен информацией между системой СУО и БЦВМ. СВЧ сигнал из передатчика БРЛС через блок АФУ-С и блоки АФУ-П для каждой подвески ракет Р-27PIпередается отдельно. По второму каналу передаются сигналы подготовки к пуску и пуска ракет в виде постоянного напряжения и "корпуса". По этому же каналу осуществляется подача напряжения питания на ракеты в подвесе. Исполнительные команды подготовки и пуска оружия передаются из системы СУО на АПУ отдельными проводами.

БЦВМ НО19 и БЦВМ С-3I выдают информацию в блоки БПИ по бифилярным линиям связи 3Б и 4Б (рис.I.I). По линиям 3Б передается информация для управляемых ракет левого борта, а по линии 4Б - для управляемых ракет правого борта. Переключение источников информации (БЦВМ НО19 или БЦВМ С-3I) производится по команде ВЕД.КАНАЛ Р, формируемой БЦВМ НО19 и выдаваемой через УВВ (блок НООI-35М). Система СУО ,а также управляемая ракета Р-27PI

левого борта подключаются к линии 3Б после ее коммутации в БПИ (левом), а ракета Р-27Р1 правого борта - к линии 4Б после ее коммутации в БПИ (правом). При этом линия 3Б, идущая на систему СУО, после прохождения блока БПИ получает номер 22Б. Информация для системы СУО, передаваемая в первом слове массива, выдается в линиях 3Б и 4Б одновременно. По линии 9А система СУО выдает в БЦВМ Н019 и БЦВМ С-31 информацию в виде шести 32-разрядных слов последовательного кода. В каждом слове содержится следующая информация: номер подвески; признак оружия на этой подвеске; наличие оружия; признак выбора; готовность оружия к применению; состояние (исправность блоков) системы СУО.

Основными датчиками информации для системы СУО при формировании команд подготовки и пуска всех видов оружия являются БЦВМ Н019 и БЦВМ С-31, пульты управления, а также само оружие. Выбор типа оружия, варианта его применения задаются летчиком с помощью переключателя ВНУТР.-ВНЕШ., установленного на ручке управления двигателем (РУД), и переключателя ЗАЛП-ОДИН-0,5К-ТА на пульте ПСР-31. На основе получаемой информации система СУО формирует управляющие команды, которые выдаются непосредственно на оружие в аналоговом виде. В аварийных режимах команды на пуск и сброс оружия выдаются с пультов управления по отдельным проводам, минуя цифровые линии связи.

Обмен информацией между комплексами РЛПК и ОЭПрНК с Э502-20-04 осуществляется по типу ГОТОВНОСТЬ. При таком способе обмена информацией Э502-20-04 формирует сигнал ГОТОВНОСТЬ I, по которому в данных комплексах производятся необходимые переключения для обеспечения приема информации. Плавные команды целеуказания (дальность до цели $L$, скорость сближения с целью $V_L$, азимут цели $\beta$, угол места цели $\varepsilon$ и другие параметры), а также разовые команды с Э502-20-04 выдаются 32-разрядным последовательным кодом по линии 6А.

С радиовысотомера А-037 в систему СУВ поступает сигнал высоты полета $H_р$ и сигнал ИСПРАВНОСТЬ РВ. С датчиков ДАУ-72-2 подаются сигналы, несущие информацию об измеренных углах атаки $\alpha_{фл}$ и скольжения $\beta_{фл}$. Функциональная взаимосвязь системы СУВ с системой САУ-451-02 осуществляется через систему навигации СН-29, с которой на САУ поступают пилотажно-навигационные параметры и сигналы управления самолетом (рис.I.I).

4*

Для контроля работоспособности в полете и действий летчика по применению системы СУВ она функционально сопряжена с системой объективного контроля ТЕСТЕР-УЗЛ.

Сопряжение осуществляется с помощью специального блока, который производит прием из БЦВМ НО19 и БЦВМ С-31 информации, поступающей по линиям 12Б и 11Б в виде наборов, и выдачу информации на запись на магнитной пленке входящего в состав данной системы накопителя МЛП-14-3. Обработка параметров системы СУВ на земле производится на устройстве "Луч-74", снабженном комплектом аппаратуры воспроизведения и ввода информации с накопителя МЛП-14-3. Магнитная лента с полетной информацией обрабатывается на устройстве "Луч-74".
Результат обработки представляется в виде графиков и таблиц на бумажной ленте.

Для регистрации параметров, характеризующих работоспособность комплексов РЛПК и ОЭПрНК система СУВ сопряжена с обобщенной системой встроенного контроля и предупреждения экипажа "Экран". Информация с прицельных комплексов в систему "Экран" поступает как по кодовым линиям 10Б, так и в аналоговом виде по специальным цепям.

### 2.4.1. Система автоматического управления САУ-451-02

Система САУ-451-02 предназначена для обеспечения автоматического и директорного управления самолетом, повышения безопасности полета и улучшения характеристик устойчивости и управляемости в режиме ручного и директорного пилотирования. Система САУ-451-02 представляет собой трехканальную нерезервированную систему автоматического управления. Управляющие сигналы в системе формируются на основе сигналов перегрузки, углов, угловых скоростей, хода ручки, высоты, которые поступают с измерителей первичной информации и далее преобразуются в вычислителе САУ (ВУ) (рис.1.1). Управление рулями самолета в режиме ДЕМПФЕР осуществляется сервоприводами, использующими в качестве исполнительных механизмов рулевые электронасосные, электрогидравлические машины (АРМ). Рулевые машины обладают достаточным быстродействием при ограниченном ходе штока, что обеспечивает необходимую управляемость и безопасность полета при отказе сервопривода (выход АРМ на упор).

В качестве исполнительных механизмов сервоприводов в режимах автоматического управления используются электромеханизмы (МТ), обладающие малой скоростью перемещения и обеспечивающие отклонение рулей в широком диапазоне углов. Управляющие сигналы формируются в вычислителе САУ: в продольном канале - заданная перегрузка $n_{y зад}$; в боковом канале - заданный угол крена $\gamma_{зад}$ (в зависимости от режима работы САУ). Сигналы $n_{y зад}$ и $\gamma_{зад}$ сравниваются с текущими значениями $n_{y тек}$ и $\gamma_{тек}$. Сигналы рассогласования $\Delta n_y = n_{y тек} - n_{y зад}$ и $\Delta\gamma = \gamma_{тек} - \gamma_{зад}$ служат основой для формирования управляющих сигналов как для сервоприводов при автоматическом управлении, так и для командных сигналов при директорном управлении. Для улучшения управляемости самолета при пилотировании на углах атаки более 8,7$^0$ используется автомат продольной устойчивости АПУС. Система САУ-451-02 имеет встроенную систему контроля.

Система САУ-451-02 выполняет следующие функции:

- автоматическое и директорное управление в режиме захода на посадку до 50 м;
- всеманевренное управление самолетом через ручку пилота при действующих демпферах; стабилизацию углов крена и тангажа, а также стабилизацию курса в зоне углов крена менее $\pm 7^0$ и тангажа $\pm 40^0$;
- приведение к горизонтальному полету из любого пространственного положения;
- стабилизацию барометрической высоты;
- автоматический увод с опасной высоты по сигналу радиовысотомера РВ-15;
- триммирование при ручном управлении по крену и тангажу;
- индикацию пилотажно-навигационных параметров, поступающих из системы СН-29 ($\vartheta_{тек}, \gamma_{тек}, \varepsilon_к, \varepsilon_г, \varphi_{ист}, \varphi_{пр}$ и другие) (рис.1.1).

Основные технические характеристики системы САУ-451-02:

- рабочий диапазон высот - до 25 км;
- время готовности к работе с момента включения питания - не более 2,0 мин;
- погрешности стабилизации по углам тангажа, крена и курса - соответственно не более 0,5$^0$; 1,0$^0$; 1,0$^0$ (на уровне $2\sigma$);
- погрешности стабилизации по барометрической высоте в режиме установившейся скорости: до высоты 0,5 км $2\sigma_H$ = 15 м; на высотах 0,5 - 12 км $2\sigma$ = 50 м; на высоте более 12 км $2\sigma$ = 70м;

- погрешность стабилизации самолета на этапе захода на посадку (на уровне 2$\sigma$, не более): а) при автоматическом управлении относительно курсового РМ -35 мкА; относительно глиссадного РМ -100 мкА(5 м); б) при директорном управлении относительно курсового РМ -45 мкА; относительно глиссадного РМ -120 мкА(6м).

## 2.5. Режимы работы системы СУВ-29Э

### 2.5.1. Общая характеристика режимов работы системы СУВ-29Э

Режим работы системы СУВ выбирается исходя из конкретной боевой обстановки в районе перехвата воздушных целей или поражения наземных целей; возможности применения противником организованных помех; режима радиомаскировки в данное время и в данном районе; высоты, скорости, курса перехватываемой цели; наличия на борту определенных видов средств поражения и ряда других факторов.

Важнейшей из боевых задач, решаемых системой СУВ , является задача перехвата воздушных целей. В общем случае перехват воздушной цели включает в себя следующие основные этапы:

- наведение истребителя на цель с помощью автоматизированной системы наземного наведения типа "Воздух-1М", по командам пункта наведения (ПН) или голосом с использованием средств радиосвязи;
- самонаведение истребителя с помощью системы СУВ , включающее сближение истребителя с целью и атаку цели;
- выход истребителя из атаки;
- возвращение истребителя на аэродром посадки.

При перехвате воздушной цели в зависимости от скорости и высоты ее полета, дальности обнаружения цели наземными РЛС могут быть использованы различные режимы работы двигателей истребителя: форсажные, бесфорсажные и комбинированные. Форсажные режимы полета, при которых полет от взлета до конца атаки осуществляется на форсажном режиме работы двигателей, используются при минимальном располагаемом времени для выполнения боевой задачи и при атаке высотной цели. Во всех других случаях используются бесфорсажные или комбинированные режимы.

При наведении истребителя автоматизированной системой наземного наведения тумблер НАВЕД. на пульте ПСР-31 устанавлива-

ется в положение ВКЛЮЧЕН, а тумблер ИЗЛ.-ЭКВ.-ОТКЛ. на пульте ПУР-31 - в положение ЭКВ. Схематически процесс перехвата высотных и маловысотных целей изображен соответственно на рис.2.4 и 2.5. Траектория истребителя при перехвате состоит из следующих участков: наземного наведения (а-б-в-г или а-б-в-г'); самонаведения (г-д или г'-д'); выхода из атаки (д-е или д'-е') и возврата на аэродром посадки (е-ж-з-а или е'-ж'-з'-а).

Этап наземного наведения начинается с момента обнаружения целей наземными радиолокационными средствами. Данные о воздушных целях передаются на командный пункт наведения, где принимается решение о выполнении перехвата и даются команды на взлет истребителя. С момента взлета истребителя начинается набор высоты и скорости и выполнение разворота для выхода в исходный пункт наведения (ИПН), который может быть совмещен с аэродромом вылета. После пролёта ИПН наведение истребителя производится по методу "маневр". При этом траектория истребителя состоит из трех участков: прямолинейного участка сближения истребителя с целью до разворота, на котором осуществляется набор высоты и скорости; участка разворота и выхода на заданную высоту; прямолинейного участка полета на цель, на котором производится обнаружение, опознавание и захват цели (целей) системой СУВ.

Управление истребителем производится по сигналам и командам автоматизированной системы наведения, которые поступают в систему СУВ с КРУ Э502-20-04.

Включение передатчика БРЛС комплекса РЛПК на излучение и построчный обзор пространства антенной в режиме ЛАЗУРЬ' производится по разовым командам: ПЕРЕДНЯЯ ПОЛУСФЕРА (ППС) и удаление до цели 100 км (60 км, 36 км) - "100" ("60", "36") при перехвате в ППС: "36" - при перехвате в ЗПС.

При наведении голосом с командного пункта (КП) тумблер НАВЕД. на пульте ПСР-31 устанавливается в положение ВЫКЛЮЧЕН. Штурман наведения с использованием средств радиосвязи передает на борт истребителя следующие команды: значения заданного курса, высоты, дальности; разовые команды целеуказания по углам (цель слева, справа, прямо). По этим командам летчик, управляя истре-

Область поражения цели

Область поражения цели

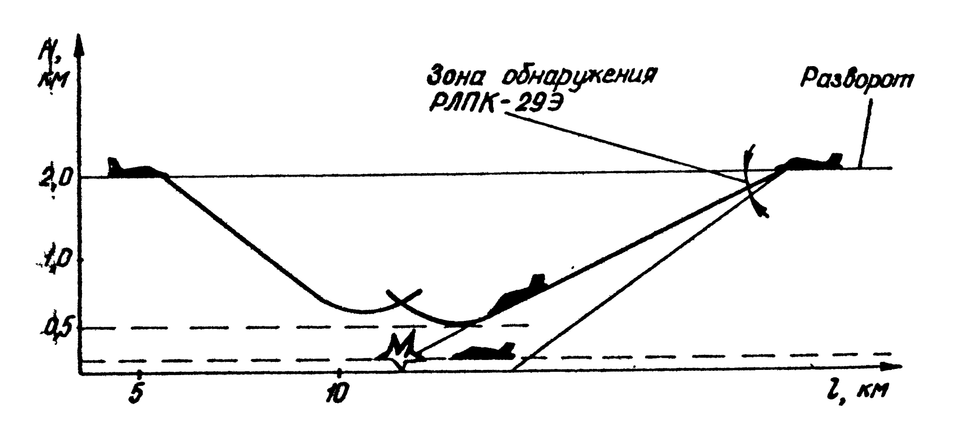
а) Атака цели в ЗПС

б) Атака цели в ППС

а б в г д е ж з

г' д' е' ж' з'

Р и с. 2.4.




Р и с. 2.5



н/с

бителем, осуществляет вывод его в зону обнаружения цели. Включение БРЛС на излучение при наведении голосом производится вручную путем установки тумблера ИЗЛ.-ЭКВ.-ОТКЛ. на пульте ПУР-31 в положение ИЗЛ.

Этап самонаведения начинается с момента захвата цели. На этом этапе в зависимости от вида применяемых средств поражения может быть использован либо метод наведения по кривой атаки, либо по кривой погони. Выход из атаки начинается с момента поражения цели или достижения истребителем границы безопасной дальности пуска ракет. При этом на экранах индикаторов системы СЕИ высвечивается индекс ОТВ. Выход из атаки производится с максимальными перегрузками, определяемыми маневренными возможностями истребителя. После выхода из атаки дальнейшее использование истребителя зависит от конкретной боевой обстановки, оставшихся видов средств поражения, количества топлива, а также решения, принятого на пункте наведения.

При перехвате маловысотных целей ( $H_ц < 1,5$ км) по командам наземной автоматизированной системы наведения (рис.2.5) истребитель выводится на высоту $H_и = 2,0$ км, при этом наведение по курсу осуществляется по методу "маневр". В конце участка наведения, после обнаружения цели БРЛС на фоне земли, производится ее опознавание, захват и переход на автоматическое сопровождение. Управление истребителем в горизонтальной плоскости обеспечивает его снижение на высоту ( $Y_ц$ + 500) м (до безопасной высоты полета).

Пуск неуправляемых ракет, стрельба из пушки и бомбометание могут выполняться в условиях визуальной видимости наземных целей.

Для повышения эффективности решения боевых задач и прежде всего задачи перехвата воздушных целей в системе СУВ реализовано два режима использования комплексов РЛПК и ОЭПрНК: режим автономного использования комплексов и режим их взаимодействия (режим ВЗМД). При автономном применении комплексов режим работы системы СУВ задается положением переключателя РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-31. Переключатель РЕЖИМЫ СУВ имеет 8 положений со следующими обозначениями: КБР (режим бомбометания с кабрирования); НВГ (режим НАВИГАЦИЯ); РЛС (режимы работы комплекса РЛПК ); ТП-СТРОБ (основной режим работы станции ЮЛС - режим захвата цели с предварительным стробированием); ТП-Б.БОЙ



мб 2016

(режим работы станции КОЛС для ближнего боя); ШЛЕМ (режим работы нашлемной системы целеуказания); ОПТ (режим ОПТИКА); $\varphi_0$ (режим стрельбы управляемыми ракетами с ТГС по методу $\varphi_0$ ).

Режим взаимодействия комплексов РЛПК и ОЭПрНК реализуется при выполнении хотя бы одного из условий: а) включен режим ВЗМД (переключатель ТОРМ.-БЕЗ ТОРМ. на пульте ПУ-47 - в положении ТОРМ.); б) выбрано к применению нарезное оружие (НО). В режиме взаимодействия прицельных комплексов режим работы системы СУВ определяется управляющим алгоритмом, реализуемым БЦВМ С-3I комплекса ОЭПрНК по положению органов управления и состоянию информационных средств системы СУВ. Излучение БРЛС в режиме взаимодействия комплексов РЛПК и ОЭПрНК всегда осуществляется на средних частотах повторения импульсов (СЧПИ).

Краткая характеристика режимов работы системы СУВ ниже дается с позиций реализуемых уровней информационного обеспечения данной системы в зависимости от состояния БРЛС, станции КОЛС, БЦВМ НО19 и БЦВМ С-3I, характера решаемых задач, применяемых средств поражения и помеховой обстановки. Состав и вид информации, индицируемой на экранах индикаторов системы СЕИ в различных режимах работы системы СУВ , приводятся при описании режимов работы комплексов РЛПК и ОЭПрНК соответственно в главах 3 и 5.

Кроме вышеперечисленных режимов работы системы СУВ в бортовом комплексе самолета МиГ-29Б предусмотрен резервный режим работы комплекса СЕТКА, при котором прицеливание осуществляется с использованием дополнительной неподвижной сетки индикатора ИЛС-3I. Режим СЕТКА может применяться как при стрельбе из пушки по воздушным и наземным целям, пуске неуправляемых ракет по наземным целям, так и при бомбометании с горизонтального полета и пикирования. Для включения режима СЕТКА необходимо переключатель ДЕНЬ-НОЧЬ-СЕТКА установить в положение СЕТКА.

### 2.5.2. Автономное использование комплексов РЛПК-29Э и ОЭПрНК-29Э2

#### I. Режим РЛС

В режиме РЛС основным прицельным комплексом в системе СУВ является комплекс РЛПК. Для обеспечения возможности

обнаружения и атаки целей в свободном пространстве, на фоне земли, в ППС и в ЗПС в БРЛС комплекса РЛПК предусмотрен ряд режимов работы, выбор которых осуществляется с помощью переключателя "РЕЖИМЫ РЛС" на пульте ПУР-31. При установке данного переключателя в положение ВСТРЕЧА (В) или ДОГОН (Д) (в зависимости от выполняемой задачи) осуществляется включение соответственно режимов ВЧП и СЧП. Кроме того, предусмотрена возможность автоматического перехода с режима на режим, т.е. комбинированного использования режимов излучения ВЧП и СЧП, при установке переключателя РЕЖИМЫ РЛС в положение АВТ.

Поиск целей по угловым координатам производится путем построчного сканирования диаграммой направленности (ДН) антенны заданной зоны пространства. Характеристики зоны обзора в зависимости от режима наведения приведены в табл.3.1.

Режим ВЧП обеспечивает атаку цели со стороны ППС. Он позволяет осуществить обнаружение, захват и сопровождение целей, летящих с радиальными скоростями от $V_{ц рад} \geqslant 220$ км/ч до 2500 км/ч на высоте от $H$ = 30-50 м до $H$ = 23 км с превышением относительно истребителя - до 10 км и принижением - до 6 км. Устойчивое сопровождение целей обеспечивается во всем диапазоне дальностей при величинах ускорения в движении цели до 90 м/с$^2$ и правильном (однозначном) измерении дальности. Алгоритмы БЦВМ Н019 позволяют произвести обнаружение цели в режиме ВЧП на дальностях от 10 до 100 км. При атаке цели в ППС имеется "слепая зона" на дальности обнаружения от 0 до 10 км, обусловленная реализацией линейной частотной модуляции для измерения дальности (см.параграф 3.2).

Режим СЧП служит для обеспечения атаки со стороны ЗПС. Он позволяет осуществить обнаружение, захват и сопровождение целей, летящих со скоростями от $V_{ц рад} \geqslant 210$ км/ч до 2200 км/ч на высоте от $H$= 30-50 м до $H$= 23 км с превышением до 10 км и принижением 6 км относительно истребителя. Сопровождение и захват целей, летящих на уравненных с истребителем скоростях, близких к уравненным и при отставании истребителя $V_ц = V_и + 144$ км/ч на дальностях $D > 10$ км, а также обнаружение целей на уравненных скоростях в диапазоне $V_{сбл} = \pm$ 16 м/с не обеспечиваются. В режиме СЧП (догон) обеспечивается обнаружение, захват и сопровождение целей, летящих на встречных курсах с истребителем со скоростями от $V_{ц рад} \geqslant 270$ км/ч до 1100 км/ч на потенциальных дальностях действия БРЛС со стороны ЗПС.

В положении ППС тумблера ППС-ЗПС комплекс РЛПК работает в режиме сопровождения целей "на проходе", при котором осуществляется обнаружение и сопровождение с грубым измерением координат до 10 целей и выбор наиболее опасной цели. В процессе обнаружения в БЦВМ Н019 организуется массив первичных измерений, включающий в себя азимут и угол места цели; дальность до цели; скорость сближения с целью и время обнаружения. Данные параметры являются входной информацией режима СНП. В процессе обнаружения на одном угловом направлении могут быть измерены координаты пяти целей. После получения измерений производится опознавание обнаруженных целей, причем опознавание ограничивается тремя целями, что обусловлено особенностями работы блока сопряжения с системой СЕИ (ФИС, см.рис.1.1). Каждая цель, которая ставится на сопровождение, проверяется по признаку СВОЙ-ЧУЖОЙ и "окрашивается" соответствующим признаком опознавания. Независимо от наличия признака СВОЙ-ЧУЖОЙ первая обнаруженная цель в БЦВМ Н019 ставится на сопровождение. При этом измеренные значения координат этой цели перезаписываются в первый массив сопровождаемых целей. "Трасса" этой цели, начало которой определяется моментом взятия данной цели на сопровождение, обозначается номером один. При следующем обнаружении производится сопоставление вновь обнаруженной цели с первой целью, поставленной на сопровождение.

Сопоставление целей осуществляется в трехмерном стробе отождествления. Координатами центра строба являются экстраполированные на момент обнаружения значения координат первой цели. Строб отождествления имеет следующие размеры: по дальности $\pm$ 5 км; по азимуту $\pm 5^0$; на наклону $\pm$ 1,7$\Delta$C, где $\Delta$C - межстрочное расстояние в градусах в лучевой (антенной) системе координат БРЛС. Если обнаруженная цель попала в строб, то она отождествляется с первой сопровождаемой целью и ее "трасса" является продолжением "трассы" первой цели. Координатам первой цели присваиваются значения координат вновь обнаруженной цели, которые записываются в массив вместо прежних запомненных значений. Если вновь обнаруженная цель не попала в строб отождествления, то по ней завязывается новая "трасса", которой присваивается очередной номер "трассы".

При сопровождении нескольких целей каждая вновь обнаруженная цель последовательно сопоставляется со всеми сопровождаемыми целями. При первом же попадании данной цели в один из стро-

бов отождествления сопоставление прекращается. На индикаторах системы СЕИ-31 в режиме СНП высвечиваются отметки всех обнаруженных целей с признаками опознавания. При отсутствии измерения координат цели в течение 12 с или при выходе цели из зоны обзора производится сброс "трассы" данной цели; при этом на сопровождение могут ставиться новые цели.

Из всех поставленных на сопровождение целей выбирается наиболее опасная по критерию минимума отношения $\delta = D/\dot{D}$, где $D$ – дальность до цели и $\dot{D}$ – скорость сближения истребителя с целью. Выбор наиболее опасной цели в случае наведения голосом осуществляется из тех сопровождаемых целей, по которым выполнено не менее двух измерений. При наведении с помощью наземной автоматизированной системы первая сопровождаемая цель сопоставляется с целеуказанием данной системы по дальности в стробе ± 5 км. Отметка выбранной таким образом опасной цели после трех измерений ее координат стробируется на экране индикаторов системы СЕИ. Центр строба задается либо измеренными значениями координат цели, либо экстраполированными на период обзора значениями ее координат при отсутствии измерений. При этом центр зоны обзора совпадает по азимуту и углу места с угловыми координатами опасной цели. Летчик, нажав кнопку управления КУ-31 на ручке РУС, может снять строб с цели, выбранной по вышеприведенным критериям, и, наложив строб на интересующую цель, произвести захват этой цели.

При выполнении трех измерений по опасной цели в БЦВМ Н019 производится расчет $D_{p\,max}$ по упрощенным формулам и при выполнении условия $D_{оц} < D_{p\,max} - k\dot{D}_{оц}$, где $k$ = 5 с, формируется признак автоматического захвата цели. Нажатием кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ летчик в любой момент времени может перевести комплекс РЛПК в режим непрерывного сопровождения той цели, которая сопровождается в режиме СНП как опасная цель.

Режим ближнего боя предназначен для ведения ближнего маневренного воздушного боя в условиях визуальной видимости на малых дальностях до цели с применением управляемых ракет Р-27Р1, Р-73Э, Р-60МК и пушки. Переключатель РЕЖИМЫ РЛС на пульте ПУР-31 в режиме ближнего боя устанавливается в положение Б.БОЙ. При этом в режиме обзора на экранах индикаторов системы СЕИ летчик наблюдает две вертикальные линии, а также индекс РЛ, сигнализирующий о наличии излучения БРЛС. Сканирование антенны

при обзоре осуществляется в вертикальной плоскости по замкнутому контуру со следующими параметрами:

- длина строки $\Omega_в = 50^0$;
- расстояние между строками $\Delta C = 2{,}6^0$;
- число строк $N_{сз} = 2$;
- угловая скорость луча $\omega = 50\,^\circ/с$;
- положение центра зоны обзора по азимуту $\varphi_{гцз} = 0^0$;
- положение центра зоны по углу места $\varphi_{вцз} = 15^0$;
- период обзора $T_{обз} \approx 2$ с.

Условия ведения ближнего маневренного боя: максимальная дальность захвата цели - 10 км; минимальные дальности захвата и сопровождения равны соответственно 400 м и 250 м. В режиме ближнего боя антенна БРЛС жестко фиксируется по крену относительно самолета. Летчик маневрированием самолета вводит визуально видимую цель в зону захвата БРЛС,при этом обеспечивается захват первой попавшей в данную зону как неманеврирующей,так и энергично маневрирующей цели в диапазоне вышеуказанных дальностей.

При ручном управлении комплексом РЛПК и отсутствии целеуказания о ракурсе цели (ЗПС или ППС) с наземной системы наведения используется комбинированный режим работы данного комплекса. Комбинированный режим включается при установке переключателя РЕЖИМЫ РЛС на пульте ПУР-31 в положение АВТ. В этом случае происходит чередование режимов работы БРЛС по строчкам обзора антенны в следующей последовательности: ВЧП, СЧП, ВЧП, СЧП; СЧП, ВЧП, СЧП, ВЧП; ВЧП, СЧП и т.д.

Информация о целях на экранах индикаторов системы СЕИ сохраняется в течение цикла обзора. После принятия решения об атаке цели летчик накладывает строб на отметку цели и нажимает кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ. При этом комплекс РЛПК переходит в режим МАЛАЯ КОРОБОЧКА, в котором поочередно включаются режимы ВЧП и СЧП. Благодаря этому обеспечивается обнаружение и захват целей, летящих в ППС или ЗПС, а также обнаружение и захват целей, совершающих маневр из ППС в ЗПС или из ЗПС в ППС.

## 2. Режим ТП-СТРОБ

Режим работы СУВ ТП-СТРОБ используется при выполнении скрытой атаки воздушной цели в ЗПС в простых метеоусловиях. Обнаружение цели в этом режиме осуществляется теплопеленгатором в зоне поиска по углу места $\pm 15^0$ и по азимуту: $\pm 30^0$

(большая) или $\pm 15^0$ (малая) зоны. Переход из большой зоны обзора в малую и выбор положения малой зоны поиска (ЦЕНТР, ВПРАВО. ВЛЕВО) производится нажатием соответствующей кнопки с вышеуказанной гравировкой на пульте ПСР-31. Ограничение зоны обзора по азимуту до $\pm 15^0$ осуществляется в случаях слабой яркости отметки цели в центральной части экрана индикатора ИЛС-31 или обнаружения цели на краю зоны обзора станции КОЛС по азимуту. Для обратного перехода от малой зоны поиска к большой производится повторное нажатие кнопки включения малой зоны поиска.

После обнаружения цели летчик производит наложение строба ТП на отметку цели и путем нажатия кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ выдает команду разрешения на захват. Захватив цель, теплопеленгатор автоматически переходит на сопровождение цели, выдавая ее текущие угловые координаты в БЦВМ С-31 для решения задач наведения истребителя и формирования сигналов и команд для управляемых ракет или пушки.

## 3. Режим ТП-Б.БОЙ

При установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-31 в положение ТП-Б.БОЙ и отсутствии признаков НО и уверенного захвата теплопеленгатора комплекс ОЭПрНК работает в режиме автоматического захвата цели станцией КОЛС без предварительного стробирования. Режим ТП-Б.БОЙ введен с целью сокращения времени, затрачиваемого летчиком на выполнение операций прицеливания в условиях ближнего маневренного воздушного боя, протекающего при визуальной видимости цели. В этом режиме летчик не производит предварительного стробирования отметки цели на экране индикатора ИЛС-31. Захват цели может быть произведен по команде РАЗРЕШЕНИЕ НА ЗАХВАТ, формируемой при нажатии кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ, при условии, что летчик маневрированием самолета введет визуально видимую цель в пределы зоны захвата теплопеленгатора, имеющей следующие размеры: по азимуту $\pm 2^0$ относительно строительной оси самолета и по углу места $30^0$ (от $+16^0$ до $-14^0$). При этом кнопка МРК-ЗАХВАТ-ПЗ удерживается в нажатом положении до момента захвата цели, контролируемого по появлению на экране ИЛС-31 индикационной картинки с прицельной информацией.

Для удобства определения границ зоны захвата по азимуту производится их высвечивание в реальном масштабе в поле зрения



2016

индикатора ИЛС-3I. Остальные отметки индикации в этом режиме гасятся. После захвата цели станция КОЛС и система СЕИ по команде ЗАХВАТ ТП переходят в режим сопровождения цели, аналогичный режиму ТП-СТРОБ. При этом на индикаторе ИЛС-3I высвечиваются отметки, соответствующие режиму сопровождения цели станцией КОЛС.

## 4. Режим ШЛЕМ

При использовании летчиком системы НСЦ переключатель РЕЖИМЫ СУВ устанавливается в положение ШЛЕМ. С помощью нашлемного визирного устройства (НВУ) данной системы летчик производит визуальное обнаружение и визирование воздушной цели. Рабочая зона НСЦ составляет $\pm 60^{0}$ по азимуту и от $-15^{0}$ до $+45^{0}$ по углу места. После совмещения визирной марки НВУ с целью летчик путем нажатия кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ выдает команду РАЗРЕШЕНИЕ НА ЗАХВАТ. Данная кнопка удерживается нажатой до захвата цели станцией КОЛС или ТГС управляемых ракет.

Первичные угловые координаты цели с системы НСЦ поступают в БЦВМ С-3I, где они пересчитываются в угловые координаты в системах координат станции КОЛС и ТГС. На коллиматоре НВУ индицируются поступающие из БЦВМ С-3I команды: РЕЖИМ ШЛЕМ, ЗАХВАТ СТАНЦИИ (станции КОЛС), ЗАХВАТ ГСН, НЕДОПУСТИМАЯ ОШИБКА ПРИЦЕЛИВАНИЯ (НОП), ПУСК РАЗРЕШЕН (ПР).

В случае захвата цели ТГС и отсутствии захвата цели станцией КОЛС из БЦВМ С-3I в блоки БПИ (Н00I-25) выдается команда ОТКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИЯ ГСН ракет (за исключением ракет Р-60МК) при снятии команды РАЗРЕШЕНИЕ НА ЗАХВАТ (когда кнопка МРК-ЗАХВАТ-ПЗ отпущена). Для перенацеливания ГСН необходимо повторно нажать кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ, после чего ГСН вновь будет отслеживать целеуказание от системы НСЦ. Команда ПР формируется при поступлении команды ЗАХВАТ ГСН и выдаче в систему СУО команды ДР.

Если до отпускания кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ произошел захват цели станцией КОЛС, то в этом случае в БЦВМ С-3I производится сравнение углов визирования цели станцией КОЛС и углов целеуказания по данным системы НСЦ. При несовпадении этих углов БЦВМ С-3I формирует команду СБРОС, поступающую в станцию КОЛС. Целеуказание ГСН до отпускания кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ производится от системы

НСЦ. При захвате цели станцией КОЛС и отпускании кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ целеуказание ГСН от системы НСЦ прекращается. Задача пуска управляемых ракет с ТГС решается в БЦВМ С-3I по данным станции КОЛС. Если до захвата цели станцией КОЛС была выдана в ракеты команда ПР, сформированная по захвату цели ГСН, то при захвате цели станцией КОЛС команда ПУСК РАЗРЕШЕН не снимается.

## 5. Режим ОПТИКА (ОПТ)

При работе системы СУВ в режиме ОПТИКА переключатель РЕЖИМЫ СУВ устанавливается в положение ОПТ. В этом режиме комплекс ОЭПрНК может решать следующие задачи: ручное целеуказание ТГС и станции КОЛС; прицельное бомбометание; пуск неуправляемых ракет по наземным целям; стрельбу из пушки.

Режим ручного целеуказания (РЦУ) имеет место при поступлении из системы СУО команды НАЛИЧИЕ УР. После визуального обнаружения цели летчик выводит самолет в исходное положение для атаки цели таким образом, чтобы она находилась в поле зрения индикатора ИЛС-3I. Далее он с помощью кнопки КУ-3I производит перемещение визирной метки на экране ИЛС-3I и совмещение ее с целью. После совмещения визирной метки с целью летчик нажатием кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ выдает команду РАЗРЕШЕНИЕ НА ЗАХВАТ в ТГС ракет и в станцию КОЛС. В БЦВМ С-3I по сигналам, поступающим с кнопки КУ-3I, рассчитываются координаты центра визирной метки (для системы СЕИ ), а также углы целеуказания станции КОЛС и ТГС ракет.

При отсутствии захвата цели станцией КОЛС и наличии захвата цели ТГС в БЦВМ С-3I реализуется алгоритм расчета условий пуска управляемых ракет визуально-оптическим методом. При этом снятие команды РАЗРЕШЕНИЕ НА ЗАХВАТ сопровождается снятием подтверждения целеуказания ТГС. Для перенацеливания ТГС необходимо повторно совместить визирную метку с целью и нажать кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ. В случае захвата цели станцией КОЛС в БЦВМ С-3I реализуется алгоритм пуска управляемых ракет по данным этой станции.

Режим прицельного бомбометания имеет место при поступлении из системы СУО команды НАЛИЧИЕ АБ. В БЦВМ С-3I реализуются следующие алгоритмы бомбометания: с горизонтального полета, с пикирования и на выходе из пикирования. Способ формирования визирной метки (ПО УГЛУ СБРОСА или ПО УГЛУ ВИЗИРОВАНИЯ) и режимы

5. Изд № 7906



016

бомбометания (за исключением специального, выделенного в самостоятельный, режима бомбометания с кабрирования) выбираются автоматически. С пульта ПУ-47 выдаются команды ВЗМД ТОРМОЗ или БЕЗ ТОРМОЗА.

Дальность до наземной цели при бомбометании определяется лазерным дальномером или угломестным способом.

В режиме пуска неуправляемых ракет по наземным целям из системы СУО поступают команды НАЛИЧИЕ НРС и ТИП НРС. В БЦВМ С-31 реализуется алгоритм пуска неуправляемых ракет (стрельбы НРС) по наземным целям с пикирования в диапазоне разрешенных дальностей, индицируемых на экране индикатора ИЛС-31. При этом прицеливание может осуществляться методом "несинхронная стрельба" или методом "предварительная засечка" (см.главу 5). Дальность до наземной цели определяется лазерным дальномером или угломестным способом.

При наличии команды НАРЕЗНОЕ ОРУЖИЕ (НО) и отсутствии команды ЗАХВАТ ТП из станции КОЛС в БЦВМ С-31 реализуется алгоритм решения задачи стрельбы из пушки с использованием оптического метода прицеливания по воздушной или наземной цели в зависимости от наличия команды ВОЗДУХ или ЗЕМЛЯ. При наличии информации о параметрах движения цели, поступающей в БЦВМ С-31 от станции КОЛС, прицеливание при стрельбе из пушки в ближнем маневренном бою по воздушной цели осуществляется методом "несинхронная стрельба".

При отсутствии информации о параметрах движения воздушной цели (углов визирования, угловой скорости линии визирования и текущей дальности до цели), измеренных станцией КОЛС, по команде ВОЗДУХ в БЦВМ С-31 решается задача прицеливания и стрельбы методом "прогноз-дорожка". С пульта ПСР-31 в БЦВМ вводится значение базы цели Б, а с потенциометра $Д_{ручн}$ на РУДе - значение дальности до цели в диапазоне 0-1200 м. При снятии с упора движка потенциометра $Д_{ручн}$ в БЦВМ С-31 выдается разовая команда ВВОД РУЧНОЙ ДАЛЬНОСТИ, позволяющая использовать в расчетах значения вводимой дальности $Д_{ручн}$. В БЦВМ С-31 рассчитываются и выдаются в систему СЕИ координаты, радиус и вертикальная скорость перемещения прицельной метки (марки) и два вектора линии огня.

При наличии команды ЗЕМЛЯ в БЦВМ С-31 решается задача стрельбы из пушки по наземной цели. Дальность до цели определяется

с помощью лазерного дальномера. Для отслеживания станцией КОЛС за перемещением прицельной марки на экране индикатора ИЛС-31 (при работе с лазерным дальномером) из БЦВМ С-31 в станцию КОЛС поступает целеуказание по угловым координатам.

## 6. Режим бомбометания с кабрирования (КБР)

Режим бомбометания с кабрирования выделен в отдельный режим работы системы СУВ. Он имеет место при установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ в положение КБР. В режиме КБР в БЦВМ С-31 определяется момент начала кабрирования (ввода в вертикальный восходящий маневр), формируются сигнал предупреждения о начале кабрирования и сигналы управления самолетом в директорном режиме на траектории кабрирования, выдаваемые в систему СЕИ.

## 7. Режим $\varphi_0$

Режим пуска управляемых ракет с ТГС по методу $\varphi_0$ является резервным режимом. Он применяется при атаке визуально видимой цели в ЗПС без использования основных каналов системы СУВ. Летчик пилотированием самолета совмещает неподвижное перекрестие на индикаторе ИЛС-31 с целью. При захвате цели ТГС ракет формируется команда ПР. При отказе электронной части индикатора ИЛС-31 предусмотрена возможность прицеливания с помощью неподвижной коллиматорной сетки, высвечиваемой на ИЛС-31 вместо экрана ЭЛТ. При этом летчик должен перевести рукоятку индикатора ИЛС-31 на визирной головке ЗРАЧОК-ЗВГ в положение КОЛЛИМАТОР. Переключатель РЕЖИМЫ СУВ при работе с неподвижной сеткой должен оставаться в положении $\varphi_0$

## 8. Режим навигации (НВГ)

Режим навигации имеет место при установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ в положение НВГ и отсутствии команды НО. Этот режим используется при выводе самолета в зону боевых действий, возвращении на аэродром вылета или запасной аэродром. В режиме навигации БЦВМ С-31 снимает признак управления системой СЕИ.

Сигналы управления системой СЕИ БЦВМ С-3I выдает только по сигналам системы навигации СН-29. В решении навигационных задач данная БЦВМ участия не принимает.

### 2.5.3. Режим взаимодействия комплексов РЛПК и ОЭПрНК в составе системы СУВ-29Э

Для реализации режима взаимодействия комплексов РЛПК и ОЭПрНК, как отмечалось в п.2.4.5, необходимо выполнение одного из двух условий: или должен быть включен режим взаимодействия (ВЗМД) путем установки на пульте ПУ-47 переключателя $\frac{ВЗМД}{ТОРМОЗ}$-БЕЗ ТОРМ. в положение $\frac{ВЗМД}{ТОРМОЗ}$, или выбрано летчиком к применению нарезное оружие. Характер взаимодействия данных комплексов зависит от дальности и угловых координат перехватываемой воздушной цели, положения органов управления, состояния БРЛС, станции КОЛС, НСЦ, БЦВМ НОI9, БЦВМ С-3I, других систем и устройств СУВ, а также выбранного к применению оружия.

При ведении воздушного боя на средних и больших дальностях в простых и сложных метеоусловиях как при наличии, так и отсутствии сплошного радиолокационного поля наземной системы наведения, а также при ведении ближнего воздушного боя в сложных метеоусловиях и отсутствии команд наведения с наземной системы основным прицельным комплексом в составе системы СУВ является комплекс РЛПК. Для сравнения боевых возможностей комплексов РЛПК и ОЭПрНК в качестве примера можно привести такие данные (см. пункты 2.2.I и 2.2.2): дальность обнаружения цели типа МиГ-2I в свободном пространстве при высоте полета истребителя $H_и \geqslant 3$ км и зона обзора по азимуту и углу места у БРЛС и станции КОЛС составляют соответственно 65-75 км; $\pm 70^0$; $-40^0$ - $+60^0$ и I5-20 км; $\pm 30^0$; $\pm 15^0$. В случае вывода истребителя по командам наземной системы наведения в зону обнаружения воздушной цели теплопеленгатором или в условиях ее визуальной видимости при одинаковом информационном обеспечении комплексов РЛПК и ОЭПрНК ведущим выбирается тот комплекс, который первым начал сопровождать цель. Второй комплекс в этом случае работает в режиме ПОДДЕРЖКА. При этом на экранах индикаторов системы СЕИ индицируется символ ведущего комплекса (канала) (РЛ или ТП). При снижении уровня информационного обеспечения ведущего канала ведущим становится комплекс, ранее работавший в режиме поддержки (в случае одинакового информационного обеспечения

комплекс РЛПК и станция КОЛС одновременно сопровождают цель по угловым координатам и дальности).

## 9. Режим обзора комплекса РЛПК-29Э

При установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-31 в положение РЛС формируется команда $C_{рл}$ и в случае исправности БЦВМ НО19 (наличие признака ИВР = 1) управляющая алгоритм определяет: ведущий комплекс - комплекс РЛПК и управляющая БЦВМ - БЦВМ НО19. Алгоритм ВЗМД комплекса РЛПК формирует сигналы: управление системой СЕИ-31 (признак $П_{уср}=1$) и блоками БПИ (команда $C_{ВЕД.РЛ}$) от комплекса РЛПК. При появлении команды $C_{изл}=1$, формируемой алгоритмом ФВИ, комплекс РЛПК работает во всех штатных режимах. После включения БРЛС на излучение в системе СЕИ устанавливается режим индикации информации комплекса РЛПК. Управление данным комплексом и перевод его в режим сопровождения воздушной цели осуществляются в той же последовательности, как описано в п.1. При $C_{изл}=0$ комплекс РЛПК работает в режиме ЭКВИВАЛЕНТ.

## 10. Режим обзора станции КОЛС

При установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-31 в положение ТП-СТРОБ или ТП-Б.БОЙ управляющий алгоритм определяет: ведущий комплекс - комплекс ОЭПрНК, управляющая БЦВМ - БЦВМ С-31. В системе СЕИ устанавливается режим индикации информации комплекса ОЭПрНК. Управление станцией КОЛС и перевод ее в режим сопровождения воздушной цели осуществляются таким же образом, как описано в пп.2,3. Комплекс РЛПК при этом работает в режиме ЭКВИВАЛЕНТ, для чего необходимо, чтобы на пульте ПУР-31 переключатель ОТК.-ЭКВ.-ИЗЛ. был установлен в положение ЭКВ.

## 11. Режим сопровождения цели станцией КОЛС в положении ТП-СТРОБ переключателя РЕЖИМЫ СУВ

При захвате цели станцией КОЛС управляющий алгоритм определяет: ведущий комплекс - комплекс ОЭПрНК и управляющая БЦВМ - БЦВМ С-31. БЦВМ С-31 выдает в комплекс РЛПК команду $C_{урс}=0$ и команду на включение режима квазиобзора (КВО) - команду $C_{кво}=1$. По этой команде вырабатывается признак формирования излучения

$П_{ф\ изл}$, по которому БРЛС включается на излучение. Кроме того, формируется признак $П_{КВО}=1$, по которому выбирается формат зоны обзора № I (как и при приборном наведении, когда $Д > 55$ км (см. главу 3)). Управление центром зоны обзора комплекса РЛПК производится по целеуказанию станции КОЛС. При этом комплекс РЛПК осуществляет измерение дальности и скорости сближения с целью, сопоставленной по угловым координатам с сопровождаемой станцией КОЛС целью и находящейся на минимальной дальности. Измеренные значения дальности и скорости сближения с целью выдаются в комплекс ОЭПрНК и в алгоритм СЕИ ГО для дальнейшей обработки. В блоке формирования импульсных сигналов (Н00I-45Э) формируются метки цели и метки опознавания, поступающие в систему СЕИ, в которой устанавливается режим индикации информации станции КОЛС с метками цели и опознавания комплекса РЛПК.

При повторном нажатии кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ или при захвате цели лазерным дальномером управляющий алгоритм выдает в комплекс РЛПК команду перехода в режим сопровождения цели. При этом в комплексе РЛПК осуществляется захват ближайшей по дальности цели в "точку" (см.п.2.4.5) по целеуказанию комплекса ОЭПрНК (минуя участок обзора в узкой зоне - участок КОРОБОЧКА).

При сопровождении цели станцией КОЛС и поддержке со стороны комплекса РЛПК возможны случаи выхода цели из зоны автоматического сопровождения цели данной станции. В этих условиях ведущим комплексом становится комплекс РЛПК, ранее сопровождавший цель в режиме ПОДДЕРЖКА.

## I2. Режим сопровождения цели станцией КОЛС в положении ТП-Б.БОЙ переключателя РЕЖИМЫ СУВ

После захвата цели станцией КОЛС управляющий алгоритм определяет: ведущий прицельный комплекс - комплекс ОЭПрНК, управляющая БЦВМ - БЦВМ С-3I. БЦВМ С-3I выдает в комплекс РЛПК команду на переход в режим сопровождения цели, по которой БРЛС включается, как отмечалось в п.2.6.I, на излучение в режиме СЧП. При этом осуществляется захват ближайшей по дальности цели в "точку" по целеуказанию станции КОЛС.

## I3. Режим работы системы СУВ-29Э ШЛЕМ или ОПТИКА

При установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-3I в положение ШЛЕМ или ОПТ. управляющий алгоритм определяет: ведущий

прицельный комплекс - комплекс ОЭПрНК , управляющая БЦВМ - БЦВМ С-31. Комплекс РЛПК переводится в режим работы ЭКВИВАЛЕНТ. При нажатии кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ управляющий алгоритм выдает в комплекс РЛПК и в станцию КОЛС команду на переход в режим сопровождения цели (см.п.п.4,5,12). Система СЕИ до перехода комплексов РЛПК и ОЭПрНК в режим сопровождения отображает информацию, соответствующую режиму ШЛЕМ или ОПТ. После отпускания кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ выбор ведущего комплекса зависит от поступления сигналов захвата цели комплексом РЛПК и станцией КОЛС.

## 14. Режим применения нарезного оружия при отсутствии сопровождения цели комплексом РЛПК-29Э и станцией КОЛС

При выборе летчиком к применению нарезного оружия независимо от положения переключателя РЕЖИМЫ СУВ управляющий алгоритм определяет: ведущий комплекс - комплекс ОЭПрНК , управляющая БЦВМ - БЦВМ С-31. В системе СЕИ устанавливается режим индикации ПРОГНОЗ.

## 15. Режим сопровождения цели комплексом РЛПК-29Э и станцией КОЛС

При выборе к применению ракеты Р-27Р1 управляющий алгоритм определяет: ведущий комплекс - комплекс РЛПК , управляющая БЦВМ - БЦВМ Н019. В системе СЕИ устанавливается режим сопровождения цели по информации комплекса РЛПК, реализованный БЦВМ Н019.

При выборе к применению ракет с ТГС Р-60МК возможны следующие ситуации:

1. Управляющий алгоритм определяет: ведущий комплекс - комплекс РЛПК , управляющая БЦВМ - БЦВМ Н019 при выполнении условия, что первым перешел в режим сопровождения цели комплекс РЛПК . Система СЕИ отображает в этом случае информацию комплекса РЛПК в режиме сопровождения цели, реализуемого БЦВМ Н019.

2. Если первой в режим сопровождения цели перешла станция КОЛС, но при этом комплекс РЛПК сопровождает цель не только



2016

по угловым координатам, но и по дальности и скорости сближения, ведущим комплексом выбирается комплекс РЛПК , а управляющей БЦВМ - БЦВМ С-31. Система СЕИ работает в режиме сопровождения цели по данным комплекса РЛПК , при этом режим сопровождения реализуется БЦВМ С-31.

3. Если первой перешла в режим сопровождения цели станция КОЛС, а комплекс РЛПК сопровождает цель только по углам, то в качестве ведущего комплекса выбирается комплекс ОЭПрНК , а управляющей БЦВМ - БЦВМ С-31. В системе СЕИ устанавливается режим сопровождения цели по данным станции КОЛС.

При выборе к применению ракеты Р-73Э возможны следующие ситуации:

1. Управляющий алгоритм определяет: ведущий комплекс - комплекс РЛПК , управляющая БЦВМ - БЦВМ С-31, если выполняется одно из условий:

- комплекс РЛПК сопровождает цель по углам, дальности и скорости сближения и нет захвата цели лазерным дальномером;

- комплекс РЛПК сопровождает цель по углам, дальности и скорости сближения; лазерный дальномер захватил цель, но захват произошел тогда, когда комплекс РЛПК уже сопровождал цель по углам, дальности и скорости сближения;

- комплекс РЛПК сопровождает цель только по углам; отсутствует захват цели лазерным дальномером, и первым перешел в режим сопровождения цели комплекс РЛПК . В системе СЕИ в рассмотренных случаях устанавливается режим сопровождения цели комплексом РЛПК , реализованный БЦВМ С-31 по информации комплекса РЛПК .

2. Управляющий алгоритм определяет: ведущий комплекс - комплекс ОЭПрНК , управляющая БЦВМ - БЦВМ С-31 при выполнении одного из условий:

- комплекс РЛПК сопровождает цель только по углам, и первой перешла в режим сопровождения цели станция КОЛС;

- комплекс РЛПК сопровождает цель только по углам, и имеет место захват цели лазерным дальномером. В системе СЕИ устанавливается режим сопровождения цели станцией КОЛС.

При наличии сигнала $D_{ост\,\varphi} = 1$ в условиях действия помех (когда комплексом РЛПК сформирован признак $A_{п-\varphi} = 1$ ) и отсутствии сигнала об уверенном захвате цели станцией КОЛС (ЗТП2 = 0) управляющий алгоритм передает управление комплексу РЛПК (ВР=УСБ=1). После захвата цели станцией КОЛС (ЗТП2 = 1)

управление передается комплексу ОЭПрНК (ВР=УСБ=ЗАЦ=0) в случае применения ракет Р-73Э и Р-60МК.

При выборе к применению нарезного оружия управляющий алгоритм определяет: ведущий прицельный комплекс - комплекс РЛПК, управляющая БЦВМ - БЦВМ С-31 при условии, если комплекс РЛПК сопровождает цель по углам, дальности и скорости сближения и нет захвата цели лазерным дальномером. В системе СЕИ устанавливается режим, соответствующий несинхронной стрельбе, реализуемый БЦВМ С-31 по информации комплекса РЛПК. При наличии захвата цели лазерным дальномером ведущим комплексом выбирается комплекс ОЭПрНК и управляющей БЦВМ - БЦВМ С-31. В системе СЕИ устанавливается режим отображения информации, соответствующий несинхронной стрельбе по данным станции ЮЛС.

Если в процессе автосопровождения цели и измерения дальности станцией ЮЛС снимается признак полного приборного обеспечения (ППО) комплекса ОЭПрНК, то в этом случае управляющий алгоритм обеспечивает автоматический переход на решение задачи стрельбы из пушки в режиме НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА по данным комплекса РЛПК как это было описано выше. При снятии признака ППО комплекса РЛПК (например, при постановке помех) режим взаимодействия комплексов обеспечивает автоматический переход в режим работы комплекса ОЭПрНК ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА, и последующее прицеливание по воздушной цели выполняется оптическим методом.

При применении пушки в случае одинакового уровня информационного обеспечения комплекса РЛПК и станции ЮЛС (осуществляют сопровождение цели по углам, по дальности и скорости сближения) приоритет отдается станции ЮЛС, как имеющей более высокую точность измерения угловых координат и дальности.

Глава 3

# РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ПРИЦЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС РЛПК-29Э

## 3.I. Основные характеристики, особенности построения и функционирования РЛПК-29Э

### 3.I.I. Тактико-технические характеристики и режимы работы РЛПК-29Э

Назначение, решаемые задачи и основные тактические характеристики радиолокационного прицельного комплекса РЛПК рассмотрены в п.2.2.I. В данном пункте наряду с техническими характеристиками рассматриваются лишь такие тактические характеристики, которые зависят не только от дальности предполагаемого нахождения цели, но и от режимов работы (ВЧП или СЧП, автоматический или ручной и т.д.) и технических параметров антенной системы. К таким тактическим характеристикам относятся зоны обзора и поиска РЛПК.

Зона обзора БРЛС в горизонтальной плоскости составляет $\pm 70^{\circ}$, а в вертикальной плоскости от $-45^{\circ}$ до $+60^{\circ}$.

Для удобства сравнения параметров зон поиска и уяснения их особенностей все варианты зон поиска сведены в табл. 3.I.

Таблица 3.I

| Режим работы | | Номер зоны | Условия включ. Д, км | Длина строки, в градусах | Расстояние между строками, в градусах | Углов. скорость о/с | Число строк | Время цикла поиска, с |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| I | | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| Автоматический | В | I | Д $\geqslant$ 55 | 20 | 2 | 57 | 6 | 2,4 |
| | Ч | 2 | 55 $\geqslant$ Д $\geqslant$ 30 | 30 | 2,4 | 57 | 6 | 3,5 |
| | П | 3 | Д $<$ 30 | 40 | 3 | 70 | 6 | 3,58 |

| I | | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | СЧП | 4 | Д $\geq$30 | 30 | 2,4 | 57 | 6 | 3,5 |
| | | 5 | Д < 30 | 40 | 3 | 70 | 6 | 3,58 |
| Ручной | ВЧП | 6 | $Д_{ручн} \geq 50$ | 50 | 2,0 | 45 | 4 | 4,6 |
| | | 7 | $Д_{ручн} \leq 50$ | 50 | 2,5 | 57 | 4 | 3,7 |
| | СЧП | 8 | | 50 | 2,6 | 57 | 4 | 3,7 |
| БМБ | | 9 | | 3 | 50 | 50 | 2 | 2,2 |
| КОРОБОЧКА | | I0 | | 8 | 4 | 20 | 2 | 0,8 |
| КВАЗИОБЗОР | | II | | 20 | 2 | 57 | 6 | 2,4 |

К основным техническим характеристикам РЛПК относятся:

I. Импульсная мощность передатчика: в режимах ВЧП и СЧП $P_и$ = 3-6,5 кВт; в режиме ПОДСВЕТ $P_и$ = 0,57-I,8 кВт;

2. Средняя мощность передатчика: в режиме ВЧП - I200 Вт; в режиме СЧП - 600 Вт; в режиме ПОДСВЕТ - 900 Вт.

3. Длительность излучаемых импульсов: в режиме ВЧП $\tau_и$ = =I,25-I,5 мкс; в режиме СЧП $\tau_и$= 2,I-3,4 мкс; в режиме БМБ $\tau_и$ = I,4-I,7 мкс.

4. Скважность: в режиме ВЧП $Q_{ск}$= 4; в режиме СЧП $Q_{ск}$=I8.

5. Частота повторения импульсов: в режиме ВЧП $F_п$ = I60-I80 кГц; в режиме СЧП $F_п$= I6-30 кГц; в режиме БМБ $F_п$ = 2I-28 кГц.

6. Длительность такта работы БРЛС с постоянной частотой повторения импульсов в режиме ОБЗОР для всех режимов работы БРЛС $T_{тн1}$ = I0,24 мс.

7. Длительность тактов обработки сигналов: в режиме ОБЗОР $T_{тн1}$= I0,24 мс; в режиме РНП $T_{тн2}$= 20,48 мс; в режиме ПОДСВЕТ $T_{тн3}$= 30,72 мс.

8. Ширина диаграммы направленности (ДН) антенны $\theta_л$ = 3,5°.

9. Коэффициент направленного действия: на передачу - $G_{прд}$= 2000; на прием - $G_{прм}$= I350.

I0. Средняя угловая скорость перемещения луча при обзоре пространства $\Omega_л$ = 57 °/с.



мб 20I6

11. Чувствительность приемника: в режиме ВЧП $P_{прм\ min}$ = = 161 дБ/Вт; в режиме СЧП $P_{прм\ min}$ = 145 дБ/Вт; в режиме БМБ $P_{прм\ min}$ = 123/ дБ/Вт.

12. Количество литерных частот: для РЛС $N_{л\ РЛС}$ = 4; для подсвета $N_{л\ РГС}$ = 2.

Чтобы обеспечить обнаружение целей в свободном пространстве (СП) и на фоне отражений от земной поверхности при атаках с ППС и ЗПС, в БРЛС предусмотрены различные режимы работы, которые задаются переключателем РЕЖИМЫ РЛС на пульте управления БРЛС ПУР-31 Переключатель имеет 4 положения: АВТ., Б.БОЙ, В и Д. Рассмотрим их назначение.

Положение В (ВСТРЕЧА) используется в том случае, когда заведомо известно, что атака будет производится на встречных курсах (под ракурсами от 0/4 до 3/4). При этом передатчик излучает импульсы с ВЧП. Положение переключателя Д (ДОГОН) используется при атаке целей в ЗПС. В этом случае передатчик излучает импульсы с СЧП. Положение переключателя АВТ. (АВТОМАТ) имеет двойное назначение: во-первых, в этом положении возможен автоматический выбор режимов работы с ВЧП или СЧП при управлении от НАСУ в зависимости от поступления команд ППС или ЗПС; во-вторых, в тех случаях, когда от НАСУ не поступает команды управления (ручной режим наведения), включается комбинированный режим работы, при котором имеет место чередование режимов ВЧП и СЧП по строкам: от строки к строке в последовательности ВЧП, СЧП, ВЧП, СЧП (всего четыре строки). Причем при переходе с нижней строки на верхнюю частота повторения ( $F_п$ ) импульсов сохраняется и чередование $F_п$ производится в обратном порядке (СЧП, ВЧП, СЧП, ВЧП). Это позволяет осуществить просмотр на каждой строке с разными $F_п$ и, следовательно, обнаружить как приближающуюся, так и удаляющуюся цели.

Положение перключателя Б.БОЙ предназначено для ведения ближнего маневренного боя в условиях визуальной видимости на малых дальностях до цели с использованием ракет Р-27Р1, Р-73Э, Р-60МК и пушки. В этом режиме передатчик излучает импульсы с СЧП. Центр зоны поиска в горизонтальной плоскости совпадает со строительной осью самолета, а в вертикальной плоскости смещается вверх на 15°. Стабилизация антенны по крену отключается.

### 3.1.2. Состав и структурная схема РЛПК-29Э

Комплекс РЛПК состоит из следующих функциональных частей:

- антенны с волноводно-фидерным трактом (Н019-01Э);
- передатчика (Н019-02Э) и задающего генератора (Н001-22АЭ)
- высокочастотного приемного устройства (Н019-09Э);
- приемного устройства обработки сигналов (Н019-03);
- блока управления и синхронизации (Н019-11);
- преобразователя разовых команд (Н019-18Э);
- бортовой цифровой вычислительной машины (Ц100.02-ЭБ);
- устройства ввода - вывода УВВ (Н001-35 м);
- блока связи (Н001-45Э);
- антенно-фидерного устройства контроля (Н019-38);
- комплекта АФУ-С (Н019-50);
- монтажных комплектов и блока распределения питания (Н019-40, Н019-20 и Н019-30).

Все перечисленные составные части РЛПК скомпонованы в моноблок, который размещается в носовой части самолета. Кроме названных в состав РЛПК входят отдельные конструктивно завершенные функциональные устройства - блоки Н019-25 и Н019-60, которые предназначаются для связи с вооружением. Блоки Н019-25 Э2 шт.) предназначаются для преобразования информации и размещаются под крыльями самолета около АПУ-470.

Блоки Н019-60 служат для подачи контрольных сигналов на ракеты Р-27Р1 и размещаются внутри пилонов. Монтажный комплект Н019-30 предназначен для связи с бортовыми источниками питания и размещается в подкабинном отсеке. Монтажные комплекты Н019-20 и Н019-40 обеспечивают взаимосвязь всех блоков РЛПК.

На структурной схеме (рис.3.1) показаны только основные функциональные части РЛПК, которые обусловлены принципами его функционирования, взаимосвязи с ОЭПрНК и другими системами бортового комплекса, в частности с системой СЕИ-31. Исходя из назначения отдельных функциональных частей на структурной схеме выделены следующие функциональные канлы (обведены штриховой линией): приемный канал, который включает блоки Н019-09Э и Н019-03; передающий канал в составе блоков Н019-02Э и Н001-22АЭ; канал синхронизации и управления, в состав которого входят блоки Н019-11 и Н019-18Э, а также отдельные функциональные узлы блока

Н019-03; канал обработки, управления и связи, состоящий из БЦВМ Н019, УВВ Н001-35 и и блока связи Н001-45Э.

Антенная система (Н019-01Э) является общей для приемного и передающего каналов.

Рассмотрим назначение и особенности построения каждой функциональной части (блока), которые представлены на структурной схеме. Антенная система предназначена для формирования ДН в виде узкого луча "игольчатого" типа, ДН специальной формы компенсационного канала и ДН канала опознавания; излучения высокочастотной энергии; приема отраженных от цели сигналов и сигналов опознавания; формирования суммарного и двух разностных сигналов для обеспечения работы БРЛС в режиме моноимпульсной пеленгации и сопровождения цели по угловым координатам; формирования и выдачи координат положения зеркала антенны по осям азимута, наклона и крена в 14-разрядовом двоичном коде; управления положением узкого луча в пространстве в режиме поиска по программам, задаваемым БЦВМ, и в режиме сопровождения - по сигналам рассогласования между РСН и направлением на цель.

Высокочастотную часть антенны условно можно разделить на антенну основного канала (АОК) и антенну компенсационного канала (АКК). Каждая из перечисленных антенн, имея свой облучатель, работает с одной двухзеркальной оптической системой, содержащей подвижное и неподвижное зеркала (типа антенны Кассегрена).

Антенна основного канала имеет облучатель моноимпульсного типа, на выходе которого формируются суммарный сигнал $\Sigma$ и два разностных сигнала $\Delta_1$ и $\Delta_2$ во взаимно перпендикулярных плоскостях, совпадающих со стабилизированной системой координат. При работе антенны на излучение высокочастотные импульсы частоты $f_0$ с выхода блока Н019-02Э поступают на циркулятор (Ц) и по каналу сигнала $\Sigma$ излучаются антенной в пространство в виде луча "игольчатого" типа. При работе антенны на прием в режиме ОБЗОР суммарный сигнал проходит через циркулятор Ц, коммутатор

обзор-сопровождение (КОС) и поступает на вход приемника $I_к$. В режиме РНП разностные сигналы $\Delta_1$ и $\Delta_2$ модулируются по амплитуде в модуляторе (М) и далее в КОС суммируются с сигналом $\Sigma$. При этом в КОС включается в работу второй приемный канал $II_к$. Электромеханические узлы антенны и, в частности, электронное устройство (ЭУ) осуществляют управление положением антенны в трех плоскостях: по азимуту, наклону и крену. Антенна компенсационного канала подключается непосредственно ко входу компенсационного приемника ($III_к$).

Блок Н019-09Э представляет собой трехканальный высокочувствительный СВЧ приемник. Он предназначен для преобразования и усиления входных сигналов. Предварительное усиление СВЧ сигналов осуществляется трехканальным полупроводниковым параметрическим усилителем с генераторами накачки на диодах Ганна. Далее в преобразователе П1 осуществляется преобразование сигналов на первую промежуточную частоту $f_{пр1}$ = 1344 МГц и усиление этих сигналов в УПЧ1. В преобразователе П2 производится преобразование сигналов на вторую промежуточную частоту $f_{пр2}$ = 28 МГц и усиление сигналов в трехканальном УПЧ2.

Сигнал частоты первого гетеродина $f_{Г1}$ формируется непосредственно в узле Г1 из сигнала опорной частоты $f_{оп}$, поступающего из блока Н001-22АЭ. Далее сигнал $f_{Г1}$ через делитель мощности ДМГ1 поступает на преобразователи П1 по трем каналам. Сигнал частоты второго гетеродина $f_{Г2}$ формируется в блоке Н001-22АЭ и с помощью делителя мощности второго гетеродина (ДМГ2) распределяется между тремя приемными каналами.

Помимо названных функциональных преобразований сигналов по трем каналам в блоке Н019-09Э предусмотрены загрубление чувствительности приемного тракта на 15 и 30 дБ для расширения динамического диапазона приемного канала; запирание приемника импульсами блокировки приемника ИБП на время излучения и переходных процессов в устройствах защиты приемника.

Блок Н019-03 предназначен для усиления сигнала частоты $f_{пр2}$, многоканальной фильтрации, обнаружения сигналов целей, выделения шумовой помехи, формирования сигналов для измерения дальности, угловых координат и скорости сближения и непрерывного сопровождения цели по дальности, углам и скорости сближения. Для этого в блоке производится преобразование сигналов на третью промежуточную частоту $f_{пр3}$ = 5 МГц в преобразователе П3 с

помощью сигнала управляемого гетеродина $f_{уг}$ и усиление сигналов частоты $f_{пр3}$ в УПЧЗ.

В составе блока НО19-03 можно выделить три самостоятельных приемных тракта: приемный тракт обнаружения сигналов (ПРМО) с последующей обработкой его сигналов в блоке цифровой обработки (БЦО), приемный тракт измерения дальности (ПРМД), приемный тракт измерения углов и подстройки управляемого гетеродина (ПРМУ) и два узла ФСД и УСМ. Формирователь стробов дальности (ФСД) предназначается для расстановки стробов, которые осуществляют стробирование приемника по дальности с помощью коммутатора (на схеме не показан) на входе УПЧЗ.

Устройство связи с магистралью (УСМ) предназначено для обмена адресной и числовой информацией между БЦО, ФСД и БЦВМ по магистрали связи третьего уровня.

Рассмотрим наиболее существенные особенности каждого из приемных трактов. В приемном тракте обнаружения производится четвертое преобразование частоты принимаемых сигналов ($f_{пр4}$ = = 62,5 кГц). На выходе аналоговой части приемника имеется 48 аналоговых фильтров с полосой пропускания $\Delta f_{пф}$ = 2,5 кГц, которые образуют два канала дальности. В режиме ВЧП в каждый канал дальности входят по 24 аналоговых фильтра. К каждому из 24 аналоговых фильтров подключено по 20 цифровых фильтров блока БЦО. Всего в одном канале дальности содержится 480 цифровых фильтров с полосой пропускания $\Delta f_{цф}$ = 220 Гц.

Приемный тракт дальномерного канала имеет четыре отдельных подканала (три основных и четвертый компенсационный). Ширина полосы пропускания каждого подканала дальности составляет $\Delta f$ = = I,6 кГц.

Приемный тракт угломерного канала имеет два подканала. К одному из подканалов подключен частотный дискриминатор, фиксирующий степень изменения доплеровской частоты, сигналы которого используются для подстройки управляемого гетеродина. Ширина полосы пропускания каждого приемного подканала составляет также $\Delta f$ = I,6 кГц.

Детально функционирование приемных каналов рассматривается в параграфах 3.2 и 3.3. Передающий канал, в состав которого входят блоки НО19-02Э и НООI-22АЭ, предназначен для формирования сигналов: зондирующих, гетеродинных, синхронизации и контрольных. Передающий канал работает в трех режимах: формирования и

излучения только зондирующих импульсов БРЛС; совместного формирования и излучения зондирующих импульсов БРЛС и сигналов радиокоррекции для РГС с разделением их во времени и по несущей частоте; формирования зондирующих импульсов БРЛС и сигналов подсвета для РГС также с разделением их по несущей частоте и во времени.

Блок Н019-02Э выполняет функцию усилителя мощности, который состоит из усилителя УМ1, выполненного на лампе бегущей волны (типа У52157 ), усилителя мощности (УМ2), выполненного на двухкаскадном усилителе на диодах Ганна Сигнал несущей частоты $f_{oi}$ поступает с блока Н001-22АЭ, усиливается до номинального значения и через коммутатор $K$ ("антенна-эквивалент") поступает на циркулятор блока Н019-01Э. Двухкаскадный усилитель (УМ1 и УМ2) выполнен в виде модуля и имеет общее наименование ВТ-10С.

Импульсы запуска передатчика (ИЗП), поступающие от синхронизатора блока Н019-11 через устройство запуска модулятора УЗМ, подаются на модулятор М и далее на электроды ЛБВ (УМ1).

Измеритель проходящей мощности, состоящий из детекторной секции и усилителя, выдает сигнал НАЛИЧИЕ $P_{вых}$ в систему контроля. Для предупреждения выхода из строя модуля ВТ-107 предусмотрено устройство быстродействующей и инерционной защиты (УЗ), которое обеспечивает снятие питающих напряжений с ЛБВ при кратковременных единичных и многократно повторяющихся электрических пробоях в волноводных трактах и внутри ЛБВ. При пропадании кратковременного электрического пробоя схема защиты автоматически приходит в исходное состояние. При затянувшемся электрическом пробое выдаваемый сигнал перегрузки снимает питающие напряжения на более продолжительное время и одновременно запускает схему повторного включения питания (до 3-6 раз). При исчезновении условий аварийного состояния работоспособность блока восстанавливается. При сохранении условий аварийного состояния происходит окончательное выключение высокого напряжения. Одновременно выдается сигнал неисправности в ВСК.

С выхода УМ2 часть энергии (1-2 Вт) ответвляется на блок Н019-50 для канала подстройки РЛС под заданный литер.

Для установки оптимальной мощности раскачки усилительной ЛБВ в зависимости от литерной частоты из блока Н019-18С переключателя литеров подаются команды ПРИЗНАК ЛИТЕРНОСТИ на регулятор входной мощности усилителя УМ2 (на схеме не показан).

в изд № 7906



2016

Блок Н001-22АЭ передающего канала выполняет следующие функции:

- формирует импульсный СВЧ сигнал во всех режимах работы БРЛС, а также сигналы радиокоррекции (РК) и подсвета для РГС ракеты на заданных литерных частотах ( $f_{oi}$ и $f_{ni}$ ) и заданной $F_п$ (для БРЛС);

- формирует контрольный СВЧ сигнал в режиме ВСК на соответствующих литерных частотах;

- формирует опорный сигнал синхронизации первого гетеродина частоты $f_{оп\,г1}$ для блока Н019-09Э);

- формирует когерентный СВЧ сигнал второго гетеродина $f_{г2}$ для блока Н019-09Э;

- формирует когерентные опорные высокочастотные сигналы для блока Н019-03 и синхронизатора (Н019-11);

- принимает разовые команды из БЦВМ (переключение литерных частот и др.);

- формирует в цифровом виде сигналы исправности (неисправности) передающего канала, которые поступают в БЦВМ.

Для обеспечения функционирования блока Н001-22АЭ на него подаются следующие сигналы и команды:

- управляющие сигналы для установки режимов работы из синхронизатора (Н019-11);

- по числовой магистрали III уровня информация об установке заданных литеров и кода радиокоррекции, из БЦВМ по командам, поступающим из блока Н019-18Э;

- строб $Д_0$ управления модулятором блока Н001-22АЭ, обеспечивающий импульсный режим работы, из блока Н019-03.

Одним из основных функциональных узлов блока Н001-22АЭ является генератор опорного сигнала (ГОС), который представляет собой задающий кварцевый генератор, работающий на частоте $f_{кв}$ = 56 МГц ( $f_{56,0}$ ). Кроме того, в генераторе опорного сигнала производится деление частоты и формирование сигналов с частотами $f_{28,0}$; $f_{7,0}$ и $f_{3,5}$. Эти высокочастотные сигналы поступают на формирователь сетки частот (ФСЧ) - прибор У52158.

В основу работы У52158 положен метод прямого синтеза частот с высококачественной расфильтровкой составляющих спектра синтезируемого сигнала на сверхминиатюрных приборах акустоэлектроники - коммутируемых ПАВ-фильтрах (фильтрах на поверхностных акустических волнах). При прямом синтезе частот требуемые выходные

сигналы получаются путем прямых манипуляций с опорными сигналами (умножение, смещение частоты и т.п.). Переключение (выбор) выходных сигналов У52158 осуществляется путем подачи разовых команд от БЦВМ в шестиразрядном двоичном коде. Эти сигналы являются опорными для синхронизации формирователя несущей частоты (ФН) - прибора М45213. Прибор М45213 представляет собой управляемый генератор с фазовой автоподстройкой частоты, который синхронизируется одной из выбранных составляющих сетки частот.

Выходной сигнал прибора М45213 частоты $f_{oi}-(f_{r2}+f_{28,0})$ поступает на преобразователь ПР, на второй вход которого подается сигнал частоты $f=f_{r2}+28,0$. На выходе преобразователя выделяется сигнал $f_{oi}$ с выходной мощностью 9-40 мВт, который подается на вход УМ2 блока Н019-02Э. Формирователь гетеродинных частот (прибор М45212) посредством преобразования сигналов частот $f_{56,0}$; $f_{28,0}$; $f_{56,42}$ формирует СВЧ сигналы, структура которых зависит от режимов работы БРЛС (в том числе формируются сигналы с ЛЧМ). Основными выходными сигналами этого функционального узла являются сигналы частот $f=f_{r2}+28$ МГц; $f_{r2}$; $f_{onr1}$ и $f_{ЛЧМ}=f'_{ЛЧМ}+f_{r2}+28$ МГц.

Модулятор АФМ состоит из двух последовательно включенных коммутаторов. Он служит для коммутации СВЧ сигнала $f=f_{r2}+28$ МГц при формировании сигнала излучения (на $f_{oi}$) по сигналу $Д_{\Sigma}$, поступающему из блока Н019-11, а также для коммутации сигнала $f=f_{r2}+28$ МГц при поступлении команд (стробов) на запрет излучения (строб ПЧ из блока Н019-11 и СБП с БЦВМ). Излучение воспрещается в начале каждого такта обработки сигналов, когда производится перестройка управляемого гетеродина, смена частот повторения и другие переключения в структуре БРЛС.

Формирователь линейно-частотно-модулированного сигнала (ФЛЧМ) представляет собой генератор с линейной перестройкой частоты. Он включается, когда производится грубое измерение дальности при ВЧП. Устройство связи с магистралью УСМ, находящееся в блоке Н001-22АЭ, предназначено для обмена адресной и числовой информацией с БЦВМ Н019 по магистрали связи III уровня. Устройство контроля исправности блока Н001-22АЭ (на схеме не показано) формирует из сигналов исправности (неисправности) основных узлов суммарный сигнал ИСПРАВНОСТЬ ЗГ (НЕИСПРАВНОСТЬ ЗГ), который поступает через УСМ в БЦВМ.

Рассмотрим принцип действия устройства контроля блока. Все узлы, входящие в состав блока, имеют встроенный контроль исправности, характеризующий техническое состояние каждого узла и блока в целом. Все схемы контроля узлов построены по принципу амплитудного детектирования контролируемых высокочастотных сигналов. Продетектированные огибающие контролируемых сигналов поступают на компараторы, где сравниваются с высокостабильными пороговыми напряжениями, и в случае их превышения выдаются сигналы исправности. Последние преобразуются в логические уровни и поступают на выходные логические узлы, где формируется суммарный сигнал исправности блока. Кроме того, сигналы исправности всех узлов блока выведены на контрольный разъем блока, что позволяет значительно уменьшить время, необходимое на отыскание и устранение неисправностей. Канал синхронизации БРЛС предназначается для формирования трех основных групп сигналов: опорных сигналов для работы цифровых счетчиков; сигналов синхронизации режимов работы БРЛС, которые следуют с периодом зондирующего сигнала; сигналов, синхронизирующих переключения режимов работы БРЛС и интервалы вторичной обработки сигналов. В состав канала синхронизации помимо блока Н019-11 входят отдельные функциональные узлы блоков Н019-03 и Н001-22АЭ (в частности, генератор опорного сигнала). Большинство сигналов из перечисленных групп формируется в блоке Н019-11. Однако в этом же блоке размещены функциональные узлы, которые имеют другое назначение, например, формирование сигналов угловой ошибки в режиме РНП.

Как показано на структурной схеме, в состав блока Н019-11 входят:

- четыре функциональных конструктивных модуля, предназначенных для формирования синхроимпульсов: Н001-10-01, Н001-10-02, Н001-10-03А и Н001-10-04А (ФСИ);
- формирователь угловой ошибки Н001-11-13А (ФУО);
- устройство связи с магистралью Н001-11-14М (УСМ);
- преобразователь напряжение - код Н001-11-16 (ПНК).

Синхронизатор Н001-10-01 предназначен для формирования импульсов запуска передатчика и сигналов для преобразователя расстановки стробов блока Н019-03. Синхронизатор Н001-10-02 служит для формирования импульсов цели для ВСК и сигналов для формирования импульсов стробирования приемников. Сихронизатор Н001-10-03А предназначается для формирования опорных сигналов $f_{0,25}$; $f_{0,05}$ тактовых импульсов, для БРЛС и БЦВМ стробов различного

назначения и опорных импульсов для РГС. Синхронизатор Н001-10-04А служит для формирования стробов кодов радиокоррекции, стробов видеокомпенсации, стробов запирания цифровых фильтров БЦФ и тактовых импульсов для блока связи Н001-45. Формирователь ФУО совместно с преобразователем ПНК предназначен для выделения сигналов ошибок по угловым координатам $\Delta \Gamma$ и $\Delta B$ в режиме сопровождения целей с помощью двух квадратурных цифровых фазовых детекторов. Эти сигналы далее поступают через УСМ в БЦВМ, а из нее через блок Н001-35М (и транзитом через Н019-11) подаются на электронное устройство привода подвижного зеркала антенной системы. Устройство связи с магистралью (УСМ) служит для обмена адресной и числовой информацией между цифровыми устройствами блока по магистрали связи с БЦВМ.

БЦВМ Н019 Ц100.02-06 предназначается для управления работой БРЛС, обработки радиолокационной информации и информации аппаратуры опознавания, обработки и выдачи информации для отображения на экранах СЕИ-31, управления режимами работы РЛПК и режимами работы ВСК. Кроме того, БЦВМ формирует сигналы управления истребителем, определяет условия пуска ракет, формирует и выдает в ОЭПрНК данные об углах пеленга, угловых скоростях, дальности до цели и скорости сближения с целью в режиме сопровождения и осуществляет общую диспетчеризацию вычислительного процесса в РЛПК. Основные технические характеристики БЦВМ Н019, принципы ее построения и функционирования рассмотрены в п.2.3.2. Функциональное математическое обеспечение БЦВМ Н019, как отмечалось в п.2.3.5, включает модули РЛПК, БП и ВСК. Модуль РЛПК содержит две группы алгоритмов: группу алгоритмов общего применения; группу алгоритмов, обеспечивающих определенные вычислительные процессы в комплексе РЛПК. Группа алгоритмов общего применения содержит десять алгоритмов, а группа алгоритмов, обеспечивающих определенный вычислительный процесс, включает 27 алгоритмов, которые разбиты на 6 подгрупп: первая подгруппа - работа Н019Э в режиме ОБЗОР; вторая подгруппа - работа Н019Э в режиме ОБЗОР ВЧП; третья подгруппа - работа Н019Э в режиме ОБЗОР СЧП; четвертая подгруппа - работа Н019Э в режиме РНП; пятая подгруппа - работа Н019Э в режиме сопровождения ВЧП; шестая подгруппа - работа Н019Э в режиме СОПРОВОЖДЕНИЕ СЧП и ББ. Модуль БП (боевого применения) включает 14 алгоритмов, а модуль ВСК содержит 12 алгоритмов.

Для связи БЦВМ с блоками БРЛС и комплексом ОЭПрНК служит УВВ - блок Н001-35м. Он осуществляет:

- преобразование аналоговых сигналов и разовых команд в параллельный код и передачу их по магистрали третьего уровня;

- прием параллельного кода от БЦВМ по магистрали третьего уровня и выдачу разовых команд и сигналов в БРЛС и другие системы;

- прием последовательного биполярного двоичного кода и преобразование его в параллельный код для передачи в БЦВМ по магистрали третьего уровня.

В состав УВВ входят: устройство обмена (УО), которое служит для обмена информацией параллельным кодом между блоками и БЦВМ, преобразования тактовых сигналов и преобразования тактового машинного импульса ТИм; преобразователи ПКН-ПНК, предназначенные для преобразования по четырем каналам кода в напряжение и для преобразования напряжения в код по 16 рабочим и трем контрольным каналам; преобразователь магистральный ПРМ, который предназначен для преобразования биполярного последовательного 32-разрядного кода в параллельный двоичный код.

Блок связи Н001-45Э предназначен для сопряжения БЦВМ Н019 и БЦВМ С-31 с системой СЕИ-31 и запросчиком системы СГО. Оба канала (канал СЕИ-31 и канал СГО) работают независимо друг от друга. При работе с РЛПК (по команде ВЕД.Р.) блок Н001-45Э осуществляет сопряжение системы СЕИ-31 и системы СГО только с БЦВМ Н019. Блок преобразования разовых команд Н019-18Э предназначен для переключения литеров несущих частот по каналам БРЛС и подсвета РГС, преобразования разовых команд в цифровой код, контроля источников питания блоков 22, 03, 09, II и контроля исправности БЦВМ.

### 3.1.3. Временные интервалы функционирования РЛПК-29Э

Для уяснения особенностей взаимодействия основных функциональных частей РЛПК рассмотрим временные диаграммы, которые приведены на рис.3.2 (для режима ВЧП) и рис.3.3 (для режима СЧП). На этих диаграммах представлены тактовые интервалы, порядок смены частот повторения и наиболее важные импульсные сигналы, которые используются при обработке сигналов.

В РЛС используются три типа тактовых интервалов (рис.3.2,а). При поиске цели, когда антенна совершает построчный обзор пространства, синхронизатор формирует тактовые интервалы первого типа $T_{ТИ1}$ = 10,24 мс. В течение этого времени (такта) частота повторения зондирующих импульсов остается неизменной, но как в режиме ВЧП, так и в режиме СЧП меняется от такта к такту, как показано на рис.3.2,г и 3.3,г. При этом в режиме ВЧП выбор частот повторения оптимизирован для перекрытия слепых зон по дальности. Для этой цели используются пять частот повторения - по три на каждой строке в зависимости от дальности. Три тактовых интервала образуют сегмент обнаружения, т.е. минимальное время, которое необходимо для обнаружения и измерения координат цели. Если сигнал в БЦО зафиксирован на одной из частот повторения в очередном тактовом интервале, то в этом блоке вырабатывается признак возврата частоты (строб ПВЧ (рис.3.2,д)), по которому синхронизатор в следующем тактовом интервале оставляет ту частоту повторения, на которой была обнаружена цель. В следующих двух тактах после обнаружения (рис.3.2,г) производится измерение координат цели (дальности, скорости сближения, углов пеленга). В начале такта синхронизатор вырабатывает строб перестройки управляемых гетеродинов (СПУГ, (рис.3.2,е)). В течение этого строба осуществляется перестройка управляемых гетеродинов по информации, поступающей в приемное устройство по цифровой магистрали из БЦВМ Н019. Далее синхронизатор вырабатывает в каждом такте стробы запирания приемника (СЗП (рис.3.2, ж)), которые необходимы для устранения переходных процессов в фильтровых каналах при перестройке частоты повторения. В течение действия строба СЗП передатчик не излучает СВЧ импульсов. Он включается только за 1-2 мс до формирования среза СЗП (рис. 3.2,з) и работает до окончания такта. По окончании стробов СЗП синхронизатор в каждом такте вырабатывает импульсы начала



2016

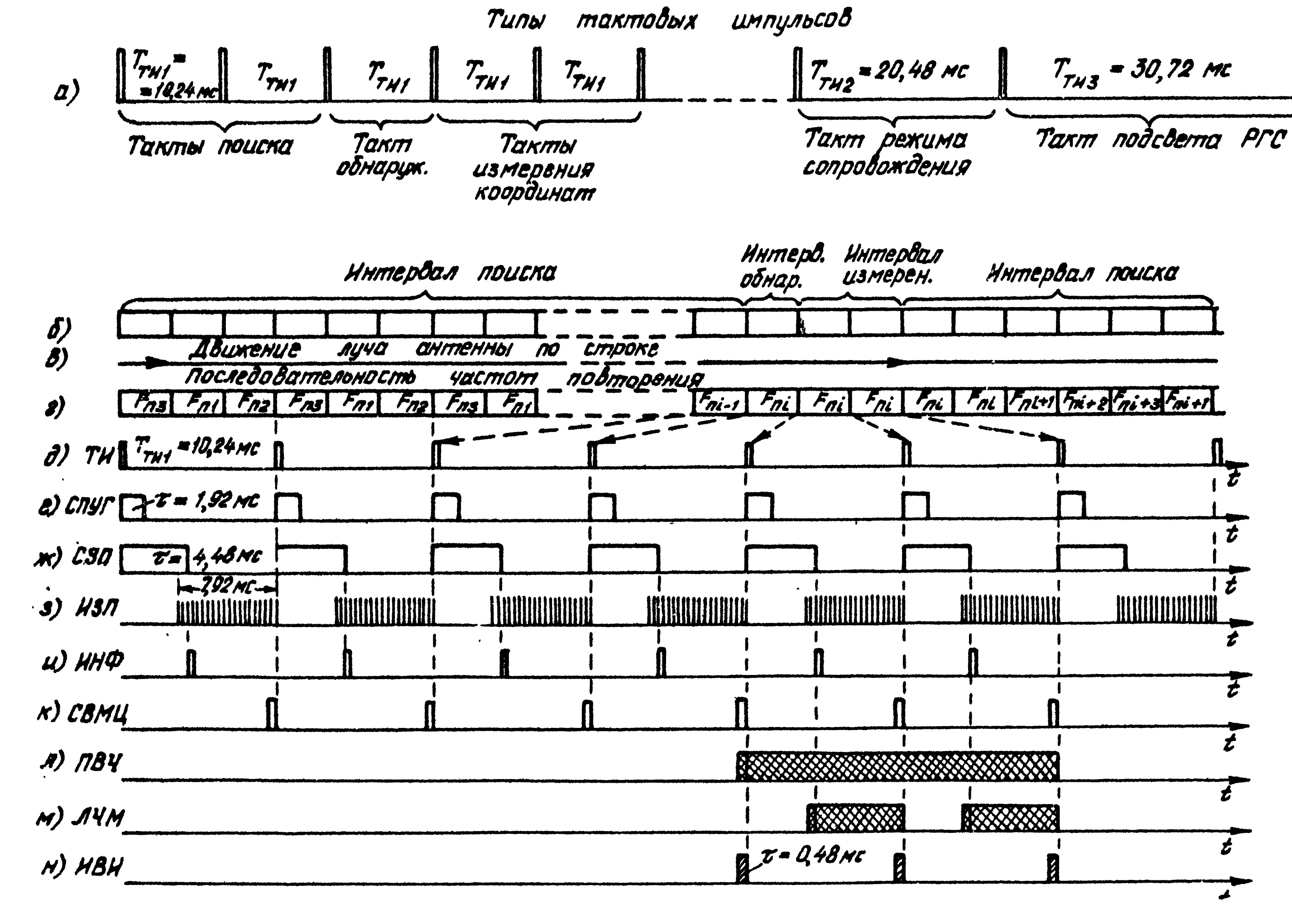
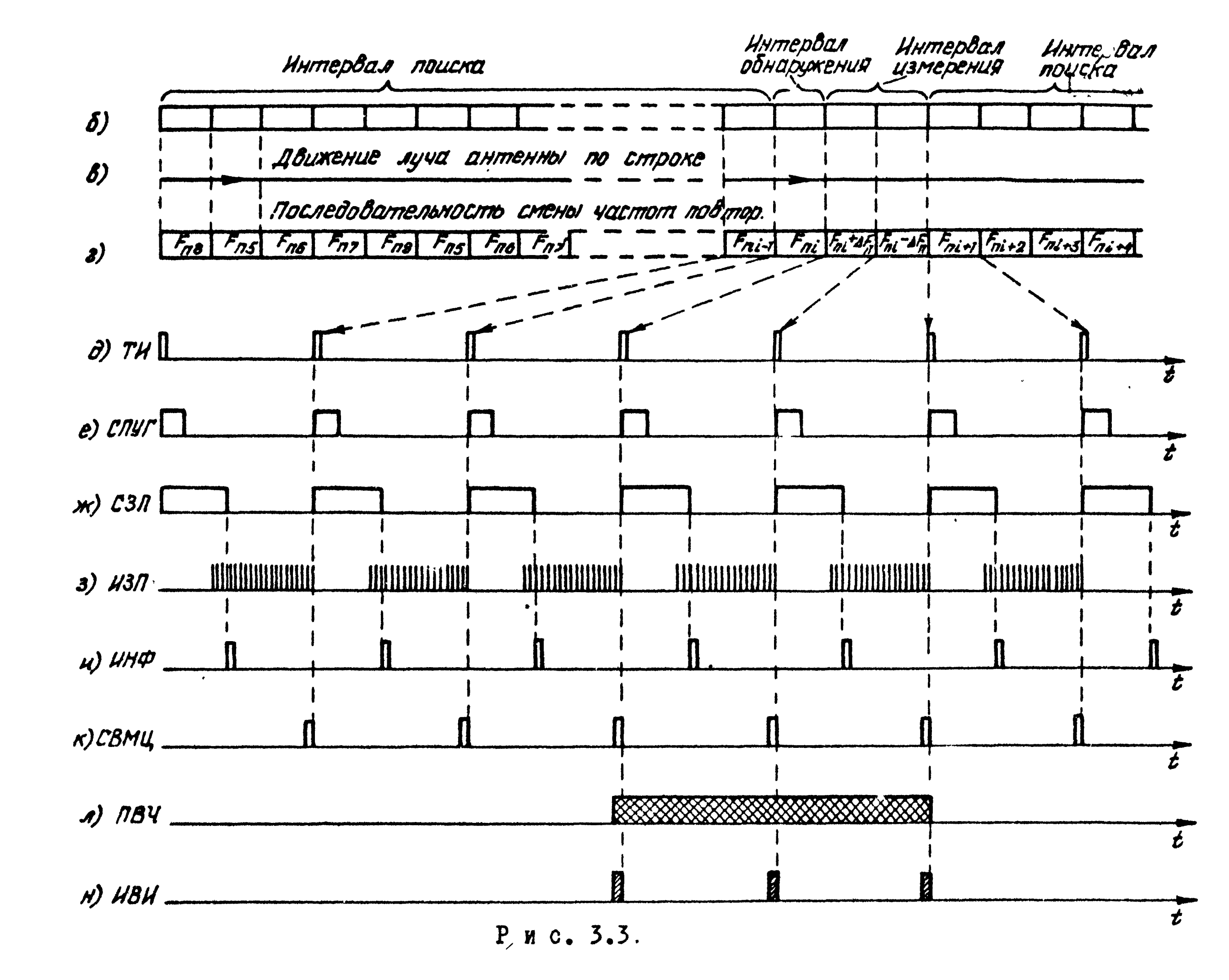

Типы тактовых импульсов
а)
$T_{ТИ1}$ = 10,24 мс
$T_{ТИ1}$
$T_{ТИ1}$
$T_{ТИ1}$
$T_{ТИ1}$
$T_{ТИ2}$ = 20,48 мс
$T_{ТИ3}$ = 30,72 мс
Такты поиска
Такт обнаруж.
Такты измерения координат
Такт режима сопровождения
Такт подсвета РГС
Интервал поиска
Интерв. обнар.
Интервал измерен.
Интервал поиска
б)
в)
Движение луча антенны по строке
последовательность частот повторения
г)
$F_{п3}$ $F_{п1}$ $F_{п2}$ $F_{п3}$ $F_{п1}$ $F_{п2}$ $F_{п3}$ $F_{п1}$
$F_{пi-1}$ $F_{пi}$ $F_{пi}$ $F_{пi}$ $F_{пi}$ $F_{пi}$ $F_{пi+1}$ $F_{пi+2}$ $F_{пi+3}$ $F_{пi+1}$
д) ТИ
$T_{ТИ1}$ = 10,24 мс
е) СПУГ
τ = 1,92 мс
ж) СЗП
τ = 4,48 мс
2,92 мс
з) ИЗП
и) ИНФ
к) СВМЦ
л) ПВЧ
м) ЛЧМ
н) ИВН
τ = 0,48 мс
t

Рис. 3.2.



Интервал поиска
Интервал обнаружения
Интервал измерения
Интервал поиска
б)
в)
Движение луча антенны по строке
Последовательность смены частот повтор.
г)
д) ТИ
е) СПУГ
ж) СЗП
з) ИЗП
и) ИНФ
к) СВМЦ
л) ПВЧ
н) ИВИ
t


Р и с. 3.3.

фильтрации (ИНФ, (рис.3.2,и)). Эти импульсы используются при обработке сигналов в БЦО. В режиме ВЧП синхронизатор вырабатывает в измерительных тактах стробы ЛЧМ (рис.3.2,м), которые используются в передающем устройстве (в бл.Н001-22АЭ) для создания ЛЧМ несущей частоты зондирующего сигнала. В конце каждого такта формируется строб выдачи метки цели (СВМЦ (рис3.2, к)), в течение которого метка цели МЦ1 или МЦ2 с выхода БЦО (соответственно с фильтров первого и второго стробов дальности) может быть выдана в БЦВМ.

Если цель обнаружена, то информация о номере фильтра БЦО, в котором она обнаружена, передается в БЦВМ. Длительность интервала ИВИ и временное расположение его показаны на рис.3.2,н. В БЦВМ эта информация по определенным алгоритмам обрабатывается, в результате чего производится расчет дальности до цели и скорости сближения с целью.

В режиме СЧП (рис.3.3) для перекрытия слепых зон по дальности и скорости используется перебор пяти частот повторения. причем три из них неизменны, а остальные меняются.

В отличие от режима ВЧП в этом режиме частотная модуляция сигналом ЛЧМ не производится. При обнаружении сигнала по команде ПВЧ в измерительных тактах осуществляется "перескок" частот повторения. В первом измерительном такте частота повторения становится равной $F_{ni} + \Delta F_n$, а во втором измерительном тракте $F_{ni} - \Delta F_n$. Все остальные процессы аналогичны режиму ВЧП. Подробно принципы обнаружения и измерения координат цели рассмотрены в параграфах 3.2 и 3.3.

### 3.1.4. Отображение информации на СЕИ-31Э2 на разных этапах боевого применения РЛПК-29Э

Система единой индикации СЕИ-31 является общей для комплексов РЛПК и ОЭПрНК. СЕИ-31 связана с вычислительными машинами комплексов и другими системами через блок связи Н001-45Э. Система единой индикации СЕИ-31 включает в свой состав два индикатора: индикатор на лобовом стекле (ИЛС) и индикатор прямого ведения (ИПВ). На экранах обоих индикаторов отображается в основном одинаковая (за исключением отдельных символов, цифр и линий) пилотажно-навигационная

информация, информация,поступающая по КРУ Э502-20, и обзорно-прицельная информация комплексов РЛПК и ОЭПрНК.

Пилотажно-навигационная информация с СВС, ДАУ, БДЛУ, ИК-ВК и других датчиков через УВВ-20-3I также поступает в СЕИ-3I и отображается в цифровом или символическом виде на экранах индикаторов. Перечень основных сигналов пилотажно-навигационной информации приведен в табл. 3.2.

Таблица 3.2

| Наименование сигналов и РК | Обозначение | Диапазон величин | Откуда поступает | Наличие на СЕИ |
|---|---|---|---|---|
| Крен,градусы | $\gamma$ | ± 180 | ИК-ВК | + |
| Тангаж,градусы | $\vartheta$ | ± 180 | ИК-ВК | + |
| Воздушная скорость текущая км/ч | $V_{тек}$ | 350-2600 | СВС | + |
| Высота отн.,м | $H_{отн}$ | 0-25000 | СВС | + |
| Высота абс.,м | $H_{абс}$ | -500...+25000 | СВС | + |
| Курс гироск., градусы | $\psi_{г}$ | ± 180 | ИК-ВК | + |
| Курс привод., градусы | $\psi_{пр}$ | ± 180 | ИК-ВК | + |
| Угол отклонения,градусы | $\alpha_{фл}$ | 6-60 | ДАУ | - |
| Угол отклонения,градусы | $\beta_{фл}$ | 0-6 | ДАУ | - |
| Поперечная перегрузка | $n_z$ | -3...+3 | БДЛУ | - |
| Нормальная перегрузка | $n_y$ | -10...+10 | БДЛУ | + |
| Высота геометрическ., м | $H_г$ | 1-1500 | РВ | + |

Из БЦВМ РЛПК на СЕИ-3I поступают плавные сигналы и разовые команды, которые отображаются как на основном поле индикаторов, так и по периметру основного поля. Перечень основных сигналов и команд и диапазон их изменения приведены в табл.3.3.

Таблица 3.3

| Наименование сигналов, РК, единицы измерения | Наименов.РК, диапазон изменения величин | Наличие на СЕИ | Форма представления на СЕИ |
|---|---|---|---|
| Дальность текущая, км | 0-90 | + | Контурная стрелка, отрезок линии, острый угол |
| Положение центра строба: | | | |
| - по АЗ, градусы | ±21,1 | | |
| - по $Д$, км | 0-90 | | |
| Размеры строба: | | | |
| - по АЗ, градусы | 8 | | Прямоугольник, расположенный горизонтально |
| - по $Д$, км | 9 | + | |
| Дальность разрешенная пуска ракет: | | | |
| - $Д_{max\,1}$ | 0-60 | + | Отрезок прямой линии длиной 3 мм |
| - $Д_{max\,2}$ | 0-60 | | |
| - $Д_{min}$ | 0-60 | | |
| Положение визирной точки: | | | |
| - $\varphi_Г$, градусы | ±70 | + | Точка, характеризующая положение РСН |
| - $\varphi_В$, градусы | ±70 | | |
| Положение визирной метки: | | | |
| - $\Delta Г$, градусы | ±45 | + | Кольцо с точкой, кольцо без точки |
| - $\Delta В$, градусы | ±45 | | |
| Ракурс цели: | | | |
| - $\sin q$ | ±1 | + | Вектор в начале шкалы дальности |
| - $\cos q$ | ±1 | | |
| Разовые команды: | | | |
| - ШКАЛА ДАЛЬНОСТИ | 100,50,25,10 | | Шкала с делениями |
| - АКТИВНАЯ ПОМЕХА | АП | + | Все буквенные индексы высвечиваются слева от шкалы дальности |
| - АКТ.ПОМЕХА С КОМПЕНС. | АПК | + | |
| - ПАССИВНАЯ ПОМЕХА | ПП | + | |
| - ВКЛ.ИЗЛУЧЕНИЯ | РЛ | + | |
| - АТАКА | А | + | |
| - ГОРКА | Г | + | |
| - СВОЙ | С | + | |

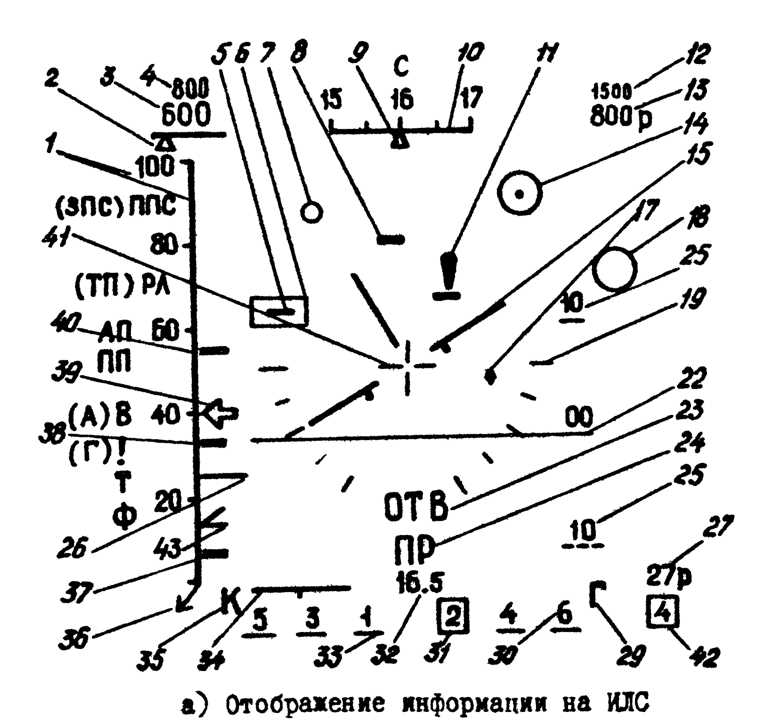
На основании перечисленных в табл.2.2, 3.2 и 3.3 сигналов и разовых команд в СЕИ-31 формируются буквенно-цифровая информация, шкалы и символы, а также обзорная локационная информация РЛПК и ЮЛС. Электронное изображение выводится на экраны электронно-лучевых трубок (ЭЛТ) индикаторов ИЛС и ИПВ.

На ИПВ летчик считывает информацию непосредственно с экрана. На ИЛС электронное изображение с экрана ЭЛТ проецируется на специальное полупрозрачное зеркало. Полученное изображение накладывается на картину внекабинного пространства, наблюдаемую летчиком сквозь полупрозрачное зеркало и лобовое стекло кабины.

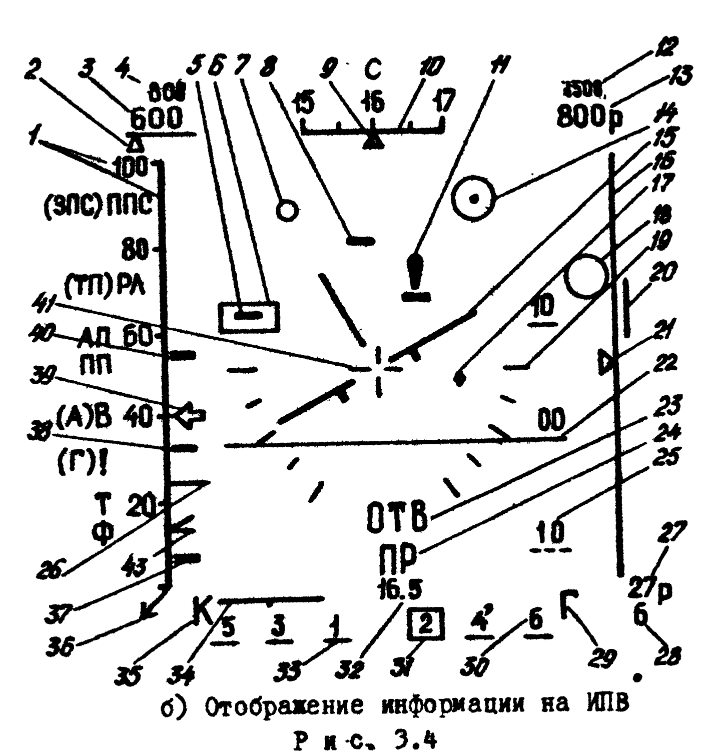
Интегральное изображение всех высвечиваемых электронных отметок, шкал, буквенно-цифровой информации и индексов на экранах ИЛС и ИПВ приведены на рис.3.4,а,б. Для удобства пояснения все отметки, индексы и знаки обозначены цифрами на полках стрелок-выносок и приведены в табл.3.4. Рассмотрим назначение каждого знака и индекса.

Таблица 3.4

| № п/п | Назначение индекса (знака) | № п/п | Назначение индекса (знака) |
|---|---|---|---|
| I | 2 | I | 2 |
| I | Шкала дальности с оцифровкой | 15 | Индекс самолета |
| 2 | Подвижный репер изменения знака ускорения | 16 | Граница поля экрана индикатора ИПВ |
| 3 | Текущая скорость полета истребителя | 17 | Помб в координатах $\varphi_г$ и $\varphi_н$ (РСН антенны) |
| 4 | Заданная скорость полета истребителя | 18 | Визирная метка отклонения от курсоглиссады |
| 5 | Метка цели | 19 | Нулевые отметки шкалы крена |
| 6 | Строб дальности | 20 | Зона поиска НО193 по углу места |
| 7 | Малое кольцо в координатах $\Delta\varphi$ и $\Delta H$ | 21 | Метка горизонта |
| 8 | Метка цели | 22 | Линия авиагоризонта |
| 9 | Неподвижный репер шкалы курса | 23 | Разовая команда ОТВОРОТ |
| 10 | Шкала курса | 24 | Разовая команда ПУСК РАЗРЕШЕН |
| II | Метка цели с меткой опознавания ("парашют") | 25 | Шкала тангажа |
| 12 | Заданная высота полета | 26 | Дальность от НО193 в режиме квазиобзор |
| 13 | Текущая высота полета | 27 | Индекс типа применяемого оружия |
| 14 | Визирная метка отклонения от заданной траектории | 28 | номер строки обзора НО193 |




а) Отображение информации на ИЛС




б) Отображение информации на ИПВ

Р и с. 3.4



н/с

| I | 2 | I | 2 |
|---|---|---|---|
| 29 | Готовность датчика глиссады при посадке | 40 | Дальность разрешенная максимальная $Д_{p max 1}$ |
| 30 | Индекс готовности оружия к пуску | 4I | Перекрестие с разрывом - ось оружия |
| 3I | Аварийный индекс | 42 | Наличие боекомплекта |
| 32 | Дальность до ППМ или ручная дальность $Д_{руч}$ | 43 | Дальность ручная $Д_{руч}$ |
| 33 | Индекс выбора подвесок | ППС(ЗПС) | Передняя (задняя) полусферы атаки |
| 34 | Зона поиска Н0I99 по азимуту | РЛ(ТП) | Ведущий Н0I99 или С-3I92 |
| 35 | Готовность датчика курса при посадке | АП(ПП) | Активная или пассивная помеха |
| | | А,Г | АТАКА, ГОРКА |
| 36 | Ракурс цели | В,Ф | ВЕРТИКАЛЬ, ФОРСАЖ |
| 37 | Дальность разрешенная минимальная | С | ЗАХВАТ "СВОЕГО" САМОЛЕТА |
| 38 | Дальность разрешенная максимальная $Д_{p max 2}$ | I,Т | ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИЕ, КОНЕЦ НАВЕДЕНИЯ |
| 39 | Текущая дальность | | |

Шкала дальности I с оцифровкой при работе СЕИ с РЛПК может иметь следующие масштабы дальности: I50,I00,50,25 и I0 (при работе с ОЭПрНК только два масштаба - 5 и I км).

Контурная стрелка 39 показывает текущую дальность и может перемещаться вдоль шкалы дальности от 0 до максимального значения. При этом на этапе наземного наведения стрелка показывает текущую дальность, передаваемую по КРУ (табл.2.2). На этапе бортового наведения (режим АТАКА или самонаведения) стрелка показывает текущую дальность от РЛПК до цели.

Отрезок тонкой линии 26, перемещающийся вдоль шкалы дальности, указывает текущую дальность, измеренную РЛПК в режиме КВАЗИОБЗОР при совместной работе с ОЭПрНК. Перекрестие с разрывом по середине 4I в центре экранов фиксирует строительную ось самолета и оружия.

Индекс самолета I5 отображает положение самолета в пространстве по крену. Два штриха I9 (слева и справа от индекса самолета) отмечают начало (ноль) шкалы крена (табл.3.2).

Справа от индекса самолета высвечивается подвижная шкала тангажа 25 с тремя цифрами, расположенными по вертикали, и

линией авиагоризонта 22, пересекающей экран. Цифры положительных значений углов тангажа подчеркнуты отрезком сплошной линии, а отрицательных - штриховыми линиями. Значения углов тангажа выдаются с информационного комплекса вертикали и курса (табл.3.2).

Малое кольцо 7 в координатах $\Delta\varphi$ и $\Delta H$ показывает отклонение текущей траектории от заданной траектории полета самолета. Это кольцо летчик обязан удерживать в центре перекрестия. Параметры $\Delta\varphi$ и $\Delta H$ вычисляются в БЦВМ по заданным значениям $\varphi_{зад}$ и $H_{зад}$, передаваемым по линии КРУ (табл.2.2), и текущим значениям $\varphi_{тек}$ и $H_{тек}$, измеряемым на борту с помощью ИК-ВК-80. Большое кольцо с точкой I4 в координатах $\Delta Г$ и $\Delta B$ показывает отклонение текущей траектории полета от заданной, вычисленной в БЦВМ по данным РЛПК. При правильном пилотировании летчик удерживает кольцо на перекрестии (обрамляет кольцом перекрестие).

Большое кольцо без точки I8 - метка отклонения курса и глиссады от заданной траектории - используется на этапе посадки самолета.

Прямоугольник 6, называемый стробом дальности, служит для выбора цели и захвата ее на автосопровождение путем наложения прямоугольника на выбранную цель. В режиме АВТ. управление стробом производится от БЦВМ. Управление стробом по углам и дальности в ручном режиме производится от кнюппеля КУ-3I, расположенного на РУС.

Штриховые отметки 5 и 8 - метки обнаруженных целей, которые отображаются на экранах в режимах ОБЗОР и СНП. Штриховая отметка с символом типа ПАРАШЮТ означает "своя" цель, то есть цель с отметкой опознавания. Ромб I7 в координатах $\varphi_Г$ и $\varphi_B$ указывает на положение цели в пространстве, так как она фиксирует положение равносигнального направления антенны в режиме РНП (табл.3.3).

Отрезки утолщенных горизонтальных линий 40, 38 и 37 вдоль шкалы дальности показывают размеры зоны пусков УР. Линия 40 характеризует разрешенную максимальную дальность пуска по неманеврирующей цели ($Д_{p\,max\,1}$), линия 38 характеризует максимальную разрешенную дальность пуска ($Д_{p\,max\,2}$) по маневрирующей цели, а линия 37 отмечает минимальную разрешенную дальность пуска ($Д_{p\,min}$

Аббревиатура 23 ОТВ высвечивается на экранах при выдаче команды ОТВОРОТ, когда $Д_{тек} \leqslant Д_{p\,min}$. При этом кольцо I4 быстро перемещается в верхний левый или правый угол поля индикации, указывая рациональное направление отворота.

Аббревиатура ПР означает ПУСК РАЗРЕШЕН, после этой команды летчик имеет право нажать кнопку БК. Стрелка 36 в начале шкалы дальности показывает направление вектора скорости цели в горизонтальной плоскости. Она высвечивается после перехода РЛПК в режим РНП. Направление и модуль вектора определяются по данным РЛПК и вычисляются в БЦВМ. Отрезок линии 34 в нижней части индикатора показывает положение зоны поиска по азимуту относительно зоны обзора.

Штриховые линии 33 свидетельствуют о наличии оружия на всех шести подвесках. В зависимости от положения тумблера ВНЕШН.-ВНУТР., расположенного на РУД, высвечиваются либо две внутренние (средние), либо четыре внешние линии. Цифры 30 над штриховыми линиями высвечиваются после прохождения встроенного контроля в РГС (цифры I и 2) или после захвата цели ТГС ракет Р-73 и Р-60М (цифры 3,4,5 и 6). Если цифра обрамлена квадратом 31, то это означает, что имеет место аварийный несход ракеты с подвески. Буквы 35 и 29 свидетельствуют о готовности курсоглиссадной системы к проведению посадки.

Цифры 32 показывают дальность до ППМ ( аэродрома посадки, радиомаяка) или дальность ручного ввода $Д_{ручн}$ с РУД, если высвечивается индекс 42.

В верхней части индикаторов отображается пилотажно-навигационная информация (табл.3.2). Цифра 4 указывает заданную скорость полета, а цифра 3 - текущую скорость полета истребителя в километрах в час. Под чертой этих цифр высвечивается подвижный репер 2, который может занимать три фиксированных положения под серединой черты или по ее краям. Среднее положение свидетельствует о том, что текущая скорость полета не меняется. С увеличением скорости (положительное ускорение) репер занимает крайнее правое положение под чертой, с уменьшением скорости - крайнее левое положение.

Подвижная шкала I0 с тремя двухзначными цифрами и неподвижным репером 9 индицирует текущий курс по информации, поступающей от ИК-ВК-80. Для определения истинной величины курса необходимо числа шкалы умножить на десять.

Цифра I2 указывает заданную высоту полета, которая поступает по линии КРУ, а цифра I3 - текущую высоту полета. Текущая высота полета может измеряться барометрическим или радиовысотомером. Когда индицируется высота от радиовысотомера, то после цифры высвечивается буква "Р".

7. Изм № 7906



мб 2016

Слева от шкалы дальности высвечивается совокупность разовых команд, поступающих в СЕИ от БЦВМ и по линии КРУ. Аббревиатура ППС или ЗПС указывает на направление атаки с передней или задней полусферы цели. Буквы "РЛ" или "ТП" означают, что ведущим является РЛПК или ОЭПрНК Буква "В" (ВЕРТИКАЛЬ) - разовая команда, передаваемая по линии КРУ, - указывает на необходимость энергичного маневра в вертикальной плоскости с набором высоты. Буквы "А" и "Г" (соответственно АТАКА и ГОРКА) выдаются из БЦВМ после захвата цели на автоматическое сопровождение. Высвечивание буквы "А" свидетельствует о завершении переходных процессов в РЛПК и готовности его к началу атаки. Буква "Г" высвечивается только в том случае, когда необходимо совершить маневр самолетом в вертикальной плоскости (с набором или потерей высоты). Буква "С" (СВОЙ) означает, что блокировка СГО снята (тумблер ЗАХВАТ СВОЙ-ЧУЖОЙ в положении СВОЙ) и произведен захват "своей" цели. Разовая команда "Ф" (ФОРСАЖ) поступает по линии КРУ на включение форсажа двигателя. Разовые команды ВОСКЛИЦАТЕЛЬНЫЙ ЗНАК и буква "Т", поступающие с НАСУ по линии КРУ, означают соответственно ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИЕ и КОНЕЦ НАВЕДЕНИЯ. Аббревиатуры АП и ПП сигнализируют летчику о наличии активной и (или) пассивной помехи.

В правом нижнем углу индикаторов ИЛС и ИПВ высвечивается буквенно-цифровой индекс 27 типа выбранного оружия. Там же, но только на ИЛС, высвечивается цифра 42, обрамленная квадратом, которая показывает наличие боекомплекта НАР или СПВ в четвертях от полного боекомплекта (4,3,2,I,0). Цифра 28 на ИПВ показывает номер строки, по которой перемещается антенна (I-4 или I-6). Кроме того, только на ИПВ высвечивается линия I6 - граница поля экрана - с неподвижным треугольным репером горизонта посередине линии; вертикальный отрезок линии 20, показывающий положение зоны поиска относительно зоны обзора в вертикальной плоскости.

Из всего объема указанной информации на экранах ИЛС и ИПВ высвечивается только та информация, которая необходима для выполнения конкретной решаемой задачи.

В качестве примера рассмотрим особенности функционирования РЛПК на этапах наземного наведения и самонаведения (бортового наведения) и отображение информации на СЕИ-3I при выборе для боевого применения ракет Р-27Р1. На этапе наземного наведения истребителя на цель НАСУ (так называемое приборное наведение) по радиолинии Э502 передаются сигналы и разовые команды, кото-

рые предназначаются для управления самолетом, комплексом РЛПК и оружием. Информация, предназначаемая для управления самолетом на этапе наземного наведения, показана на индикаторах ИЛС и ИПВ, представленных на рис.3.5,а. Рассмотрим подробнее совокупность команд, предназначаемых для управления РЛПК. При этом заметим,что прием и отработка передаваемых сигналов и команд будут возможны только при включенном тумблере НАВЕД. на пульте ПСР-3I и установке на ПУР-3I переключателя ИЗЛ.-ЭКВ.-ОТКЛ. в положении ЭКВ.

После вывода истребителя в зону, из которой он может вступить в радиолокационный контакт с целью по данным КРУ Э502-20, передаются сигналы целеуказания антенной системе РЛПК ($\beta$; $\varepsilon$ (табл.2.2)) и команды на дистанционное включение передатчика БРЛС на излучение и построчное перемещание антенны. Если КРУ работает в режиме ЛАЗУРЬ, то включение излучения производится по совокупности команд "I00" ("60" или "36") и ППС при перехвате цели с передней полусферы или команд "36" и ЗПС - при перехвате цели с ЗПС. В первом случае автоматически включается режим работы ВЧП ( если переключатель на ПУР-3I находтся в положении АВТ.) а во втором - режим работы СЧП.

Таким образом, РЛПК начинает работать в режиме ОБЗОР, и обнаруженные цели высвечиваются на экранах ИЛС и ИПВ (рис.3,5,б). Строб дальности автоматически устанавливается на заданную цель, если она не отвечает на запрос системы СГО. Летчик продолжает пилотировать истребитель по командам малого кольца, совмещая его с ценром перекрестия.

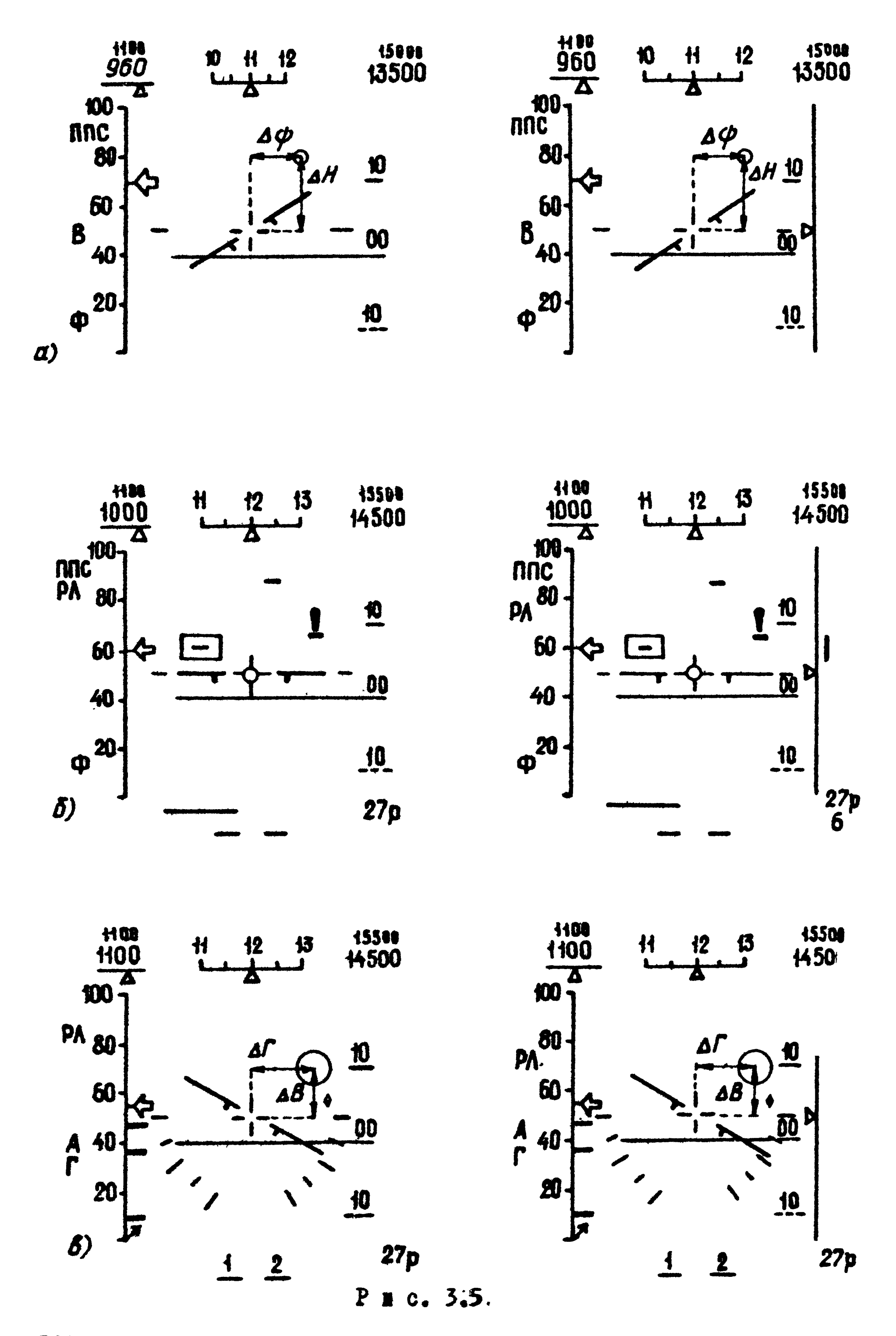
После нажатия кнопки МРК - ЗАХВАТ - ПЗ на РУС РЛПК переходит в режим РНП. На экранах индикаторов (рис.3.5,в) появляются большое кольцо, зоны пуска ракет и начинается проверка работоспособности РГС ракет Р-27РI. По завершению проверки высвечиваются цифры I и 2. Летчик, накладывая кольцо на перекрестие, атакует цель и продолжает сближение с целью. Когда текущая дальность будет равна или меньше $Д_{p\,max1}$, высветится команда ПР (ПУСК РАЗРЕШЕН), и летчик может нажимать кнопку БК.

Для других режимов работы СУВ индикация на ИЛС и ИПВ аналогична рассмотренной выше.

7*



м/б I2924



1100
960
10
11
12
15000
13500
100
ППС
80
60
В
40
20
Ф
ΔФ
ΔН
10
00
10
а)
1100
1000
11
12
13
15500
14500
РЛ
27р
б)
б
1100
ΔГ
ΔВ
А
Г
в)
1
2


Р и с. 3.5.



м/с

## 3.2. Обнаружение, измерение координат и параметров движения целей в режиме ОБЗОР

### 3.2.I. Структурная схема приемного канала и системы обработки сигналов РЛПК-29Э в режиме ОБЗОР

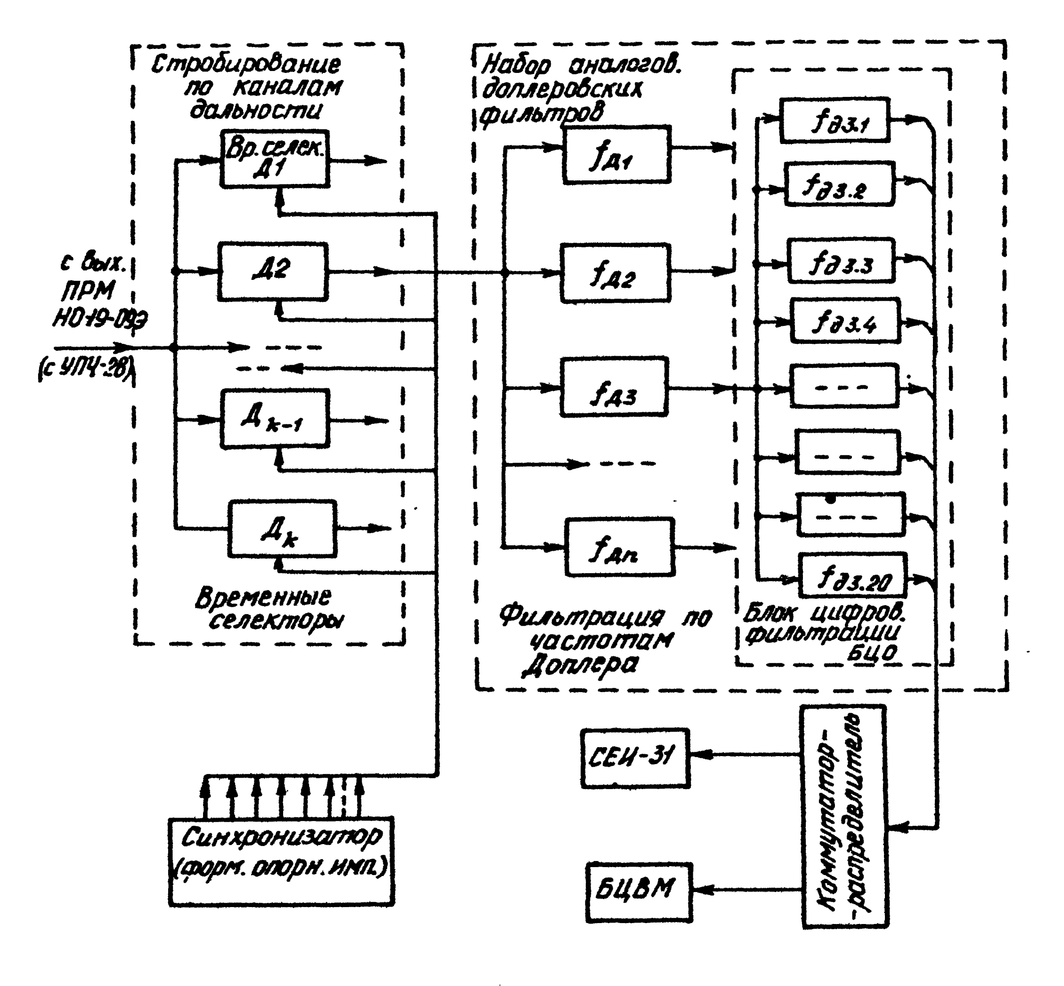
Общие сведения. Приемный канал радиолокационной станции РЛПК в режиме ОБЗОР выполняет следующие функции: прием отраженных от целей сигналов, селекцию сигналов по частоте обработку принимаемых сигналов для осуществления обнаружения и измерения координат и параметров движения целей - скорости перемещения цели относительно РЛС.

Устройство обработки имеет аналоговую корреляционно-фильтровую часть и цифровой канал, реализующий многоканальную фильтрацию сигналов методом дискретного преобразования Фурье (ДПФ).

Устройство обработки сигналов в импульсно-доплеровской РЛС РЛПК относится к оптимальным устройствам корреляционного типа, в которых применяется набор каскадов стробирования сигналов по дальности (рис.3.6), выполняющих роль умножителей на опорный сигнал в корреляционной системе обработки, и набор фильтровых каналов, выполняющих роль интеграторов (накопителей) в корреляционной системе обработки с учетом настройки на заданную доплеровскую частоту.

В состав приемного канала и системы обработки входят элементы антенно-волноводного тракта (блок НОI9-ОIЭ), приемник СВЧ сигналов (блок НОI9-09Э) и блок НОI9-03, включающий в свой состав элементы приемного устройства на промежуточной частоте 28 МГц ( $f_{пр2}$ = 28 МГц), аналоговые устройства обработки и фильтрации (узлы СМ28.5 и УС62) и цифровое устройство фильтрации (узлы НЦФМ (2 шт.) и СЦФМ).

Сигналы, принятые антенной НОI9-ОIЭ по основному каналу, через циркулятор (см.рис.3.7), который выполняет роль переключателя ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА, поступают на коммутатор ОБЗОР-СОПРОВОЖДЕНИЕ КОС. В режиме ОБЗОР сигнал суммарного канала моноимпульсного облучателя поступает на вход I канала блока приемника СВЧ сигналов НОI9-09Э. Канал разностных сигналов (П канал) при этом не используется.




Р и с. 3.6.

Приемник СВЧ сигналов НО19-09Э- это трехканальный приемник, предназначенный для преобразования и усиления входных сигналов. В этом приемнике осуществляется усиление и двойное преобразование сигналов СВЧ в сигналы первой промежуточной частоты $f_{пр1}$ = =1344 МГц и затем в сигналы второй промежуточной частоты $f_{пр2}$ = =28 МГц. В приемнике НО19-09Э на входе имеется двухкаскадный полупроводниковый параметрический усилитель ППУ с генератором накачки на диодах Ганна. На первый смеситель СМ I

подаются сигналы первого гетеродина $f_{г1}$, которые вырабатываются формирователем гетеродинного сигнала М45212 из сигналов генератора гетеродинных сигналов блока задающего генератора Н001-22АЭ. Сигналы затем усиливаются в усилителе первой промежуточной частоты УПЧ I и поступают на второй смеситель СМ 2, на который подается сигнал второго гетеродина с частотой $f_{г2}$. Сигнал второго гетеродина на частоте $f_{г2}$ = 1316 МГц формируется в блоке задающего генератора Н001-22АЭ. После предварительного усиления в ПУПЧ 2 сигналы второй промежуточной частоты $f_{пр2}$= 28 МГц поступают на вход блока Н019-03 - на узел усилителя промежуточной частоты УПЧ 28.

Усилитель промежуточной частоты УПЧ-28В0 (Н019-03-14) предназначен для фильтрации и усиления сигналов промежуточной частоты 28 МГц по трем приемным каналам. В режиме ОБЗОР в УПЧ28 обрабатываются только сигналы I основного канала приема. Выходные усилители УПЧ 2 для Ш канала подключаются при этом к выходу УПЧ 2 I канала. В результате имеются 4 выходных сигнала: ВЫХ.I ($I_k$); ВЫХ.2 ($I_k$); ВЫХ.I ($Ш_k$), ВЫХ.2 ($Ш_k$), которые подаются на смеситель СМ 28.5 (Н019-03-15). Усилители УПЧ 28 имеют коэффициент усиления $k_y$ = 6 и полосу пропускания $\Delta f_{упч2}$= 6 МГц.

Смеситель частот СМ28.5 (Н019-03-15) предназначен для выполнения временного стробирования, преобразования частоты и перехода на более низкую промежуточную частоту $f_{пр3}$ = 5 МГц, узкополосной фильтрации с полосой пропускания $\Delta f_{ф3}$ = 12 кГц. Всего имеется 5 смесителей СМ28.5, четыре из них предназначены для работы в обзорном канале (в режиме ОБЗОР), а пятый - для приемного канала сопровождения цели по угловым координатам и дальности (в режиме РНП). Каждый СМ28.5 состоит из трех идентичных каналов (показаны на схеме рис.3.7). К каждому выходу узла УПЧ 28 подключено по три обзорных канала СМ28.5. Смесители СМ28.5 входят в состав аналоговой части корреляционной системы обработки принимаемых сигналов.

Приходящие с выхода УПЧ 28 сигналы поступают на временной селектор, выполненный в виде двух последовательно соединенных дешифраторов, работающих в режиме ключа. Выход временного селектора соединен с кварцевым фильтром, имеющим полосу пропускания $\Delta f_{ф2}$ = 130 кГц, настроенным на 28,055 МГц. Для временного стробирования на СМ28.5 подаются стробирующие управляющие импульсы от блока расстановки стробов временной селекции.



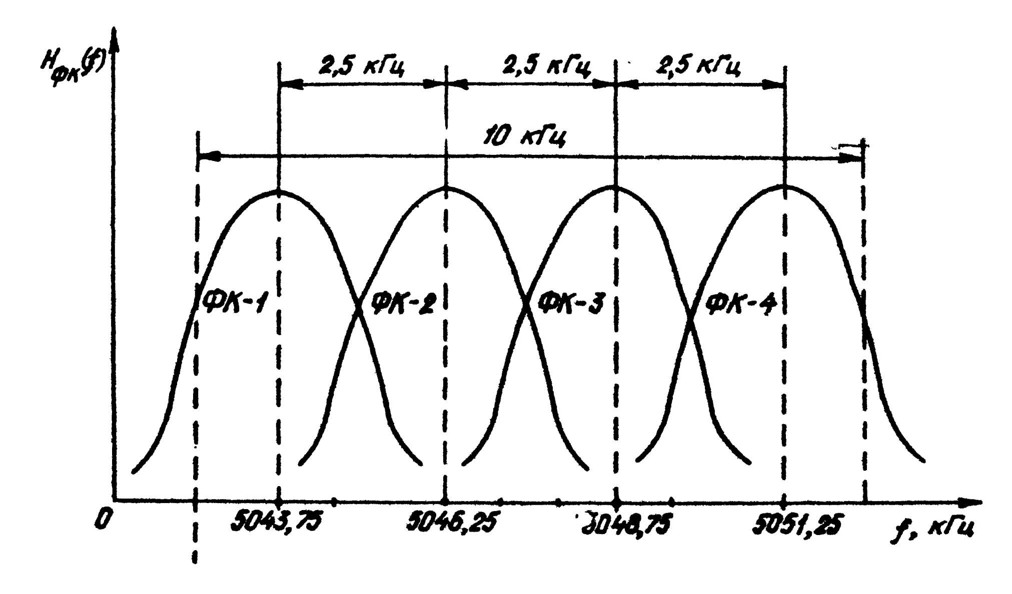
6 2016

Блок расстановки стробов формирует I2 импульсов для стробирования всех I2 каналов в СМ28.5.

Преобразование частоты с 28 МГц на частоту 5 МГц осуществляется в смесителе СМ3, который выполнен по двойной балансной схеме. На смесители СМ3 во всех каналах подаются гетеродинные сигналы с управляемой частотой (управляемые гетеродины УГ). Всего в блоке формирования гетеродинных сигналов с управляемой частотой формируется 6 сигналов: УГI, УГ2,...,УГ6. Частоты гетеродинов устанавливаются так, чтобы обеспечить последовательную узкополосную фильтрацию доплеровских частот в заданном диапазоне, который зависит от режима работы РЛС: ВЧП или СЧП. В режиме ВЧП область анализируемых доплеровских частот равна 60 кГц, а в режиме СЧП - I0 кГц. С выхода смесителей СМ3 сигналы поступают (после усиления в УПЧ3) на кварцевые фильтры с полосой пропускания I2 кГц, которые все настроены на центральную частоту $f_{\varphi 3}$ = 5,0475 МГц. С выхода каждого канала СМ28.5 сигналы поступают на усилители УС62 (НОI9-03-I8).

Усилитель сигналов УС62 (НОI9-03-I8) предназначен для узкополосной фильтрации сигналов в полосе 3,5 кГц, преобразования сигналов с промежуточной частоты 5 МГц на четвертую промежуточную частоту $f_{пр4}$ = 62,5 кГц и формирования выходных сигналов на этой частоте (62,5 кГц) в виде прямоугольных колебаний. Всего имеется 6 функционально-конструктивных модулей (ФКМ) УС62: УС62.I, УС62.2,...,УС62.6. В каждом модуле имеется 8 фильтровых каналов (ФК), объединенных конструктивно в группы по два канала, например, для первого УС62.I имеются каналы: I-й и 25-й; 2-й и 26-й; 3-й и 27-й; 4-й и 28-й. В режиме компенсации сигналов, принимаемых по боковым лепесткам, каналы с I-го по 4-й в УС62.I обрабатывают сигналы основного канала, а каналы с 25-го по 28-й — компенсационного. На схеме рис.3.7 в развернутом виде показана функциональная схема двух фильтровых каналов ФКI и ФК25. Каждый фильтровый канал состоит из управляемого аттенюатора, кварцевого фильтра с полосой пропускания 3,5 кГц, смесителя СМ4, трехкаскадного усилителя (УСI, УС2, УС3), который выполняет роль УПЧ4, ограничителя сигналов по амплитуде и выходного согласующего усилителя. Для каждой пары ФК имеются также коммутаторы гетеродинных сигналов и усилители гетеродинных сигналов. Имеется схема автоматической регулировки усиления (АРУ) и коммутатор сигналов АРУ.

Сигналы с выходов СМ28.5 поступают на все 48 фильтровых каналов УС62. Через управляемые аттенюаторы, которые в режиме ОБЗОР (без компенсации) работают как усилители (коммутаторы АРУ закрыты), сигналы подаются на кварцевые фильтры. Средняя частота настройки каждого последующего фильтра в каналах ФК2, ФК3, ФК4 отличается от предыдущего на 2,5 кГц (рис.3.8).




Р и с. 3.8.

Полоса частот, которая перекрывается фильтровыми каналами ФК1, ФК2, ФК3, ФК4 и ФК25; ФК26; ФК27; ФК28, равна 10 кГц. С выхода кварцевых фильтров сигналы подаются на смеситель СМ4, на который подается гетеродинное напряжение ФГ1 с частотой $f_{фг1}$ через коммутатор гетеродинных сигналов и усилитель гетеродинных сигналов (применяемый для лучшей развязки сигналов). В результате преобразований формируется сигнал со средней частотой 62,5 кГц. Так как на смесители фильтровых каналов ФК1, ФК2, ФК3 и ФК4 подаются сигналы со сдвигом частоты на 2,5 кГц, то средняя частота сигналов всех каналов после преобразования частот всегда одинакова и равна 62,5 кГц. Конечно, реальный сигнал может иметь любую частоту в пределах полосы пропускания

кварцевого фильтра относительно его центральной частоты, что обусловлено конкретным значением доплеровской частоты отраженного от цели сигнала. Соответственно и частоты выходных сигналов могут быть в пределах от 61,25 кГц до 63,75 кГц.

Средние частоты настройки кварцевых фильтров указаны на рис.3.8, а соответствующие частоты гетеродинных сигналов с фиксированной частотой ФГ соответственно равны: $f_{фг1}$ = 4981,25 кГц; $f_{фг2}$ = 4983,75 кГц; $f_{фг3}$ = 4986,26 кГц; $f_{фг4}$ = 4988,75 кГц.

После преобразований частот в СМ4 сигналы усиливаются в трехкаскадном усилителе УС1, УС2, УС3, ограничиваются по амплитуде и через выходной усилитель подаются на блок цифровой обработки БЦО.

Блок цифровой обработки (БЦО) состоит из двух накопителей цифровых фильтров НЦФМ1 и НЦФМ2 (модули Н019-03-10) и одного синхронизатора цифровых фильтров СЦФМ (модуль Н019-03-9). В блоке цифровой обработки выполняется оконечная узкополосная фильтрация и осуществляется обнаружение сигналов целей. БЦО работает в различных подрежимах как при обнаружении цели, так и на этапах измерения координат и параметров движения целей в режиме ОБЗОР.

На каждый фильтровой канал блока УС62 в БЦО приходится по 20 цифровых фильтровых каналов с полосой пропускания 220 Гц и с разносом средних частот настройки каждого цифрового ФК на 125 Гц. Таким образом, на 48 фильтровых каналов приходится 960 цифровых ФК по 480 цифровых ФК в каждом из НЦФМ. В каждом накопителе цифровых фильтров НЦФМ имеется по три узла (канала) когерентной обработки (ККО). Каждый из ККО выполняет цифровую фильтрацию сигналов, приходящих от 8 каналов блока УС62 (полосовых фильтров ПФ). Например, в узле ККО1 накопителя цифровых фильтров НЦФМ1 обрабатываются сигналы 8 фильтровых каналов с ПФ1 по ПФ8. Всего в каждом ККО формируется 160 каналов узкополосной фильтрации..

В каждом блоке НЦФМ имеется специальное устройство формирования признака метки цели МЦ. Это устройство на схеме рис.3.7 названо селектором и накопителем сигналов. Сигналы признаков меток цели поступают на узел СЦФМ, где по сигналам МЦ формируются импульсы меток цели для последующей индикации. Управление БЦО осуществляется от устройства управления БЦО, расположенного в узле СЦФМ (Н019-03-9). Принцип цифровой фильтрации и детальная структурная схема БЦО описаны ниже в п.3.2.7.

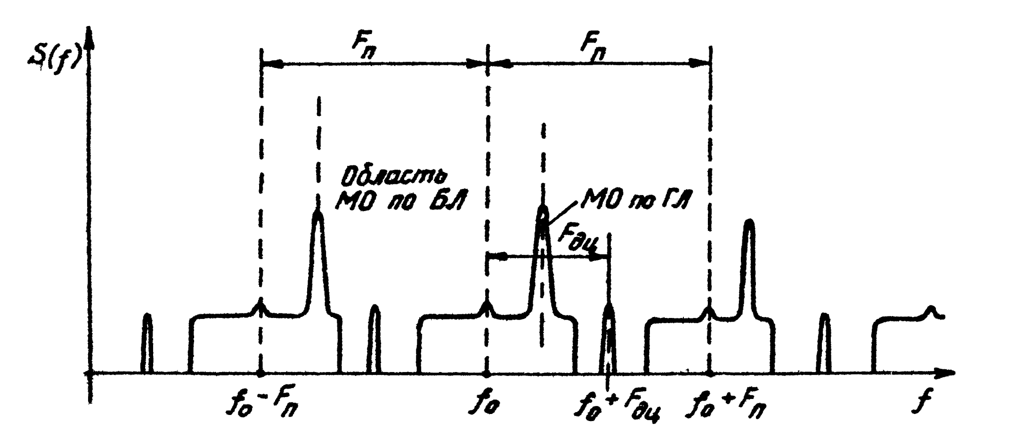
## 3.2.2. Функционирование системы обработки сигналов при обнаружении целей в режиме ОБЗОР при высоких частотах повторения импульсов (ВЧП)

### Измерение скорости целей при ВЧП

Общие сведения. При высокой частоте повторений импульсов ВЧП в РЛПК обеспечивается обнаружение целей и однозначное измерение радиальной скорости сближения с целью $\dot{Д}$. Измерение скорости осуществляется путем определения значения доплеровской частоты цели $F_{дц}$. В результате измерений определяется радиальная скорость цели $\dot{Д}$ с максимальной погрешностью не более 10 м/с. Дискретность в измерении скорости равна 2 м/с.

При ВЧП в спектре отраженных сигналов имеются области, свободные от частотных составляющих мешающих отражений (МО) от земли (рис.3.9). При движении цели на встречном курсе спектральные составляющие сигнала цели располагаются в области, свободной от помеховых составляющих отражений от земли. Несущая частота отраженного от цели сигнала равна $f_0 + F_{дц}$. Основная задача системы обработки сигналов - обнаружить и выделить одну спектральную составляющую отраженного сигнала цели и определить соответствующую величину доплеровской частоты $F_{дц}$.

Функционирование системы обработки сигналов. После преобразования частоты в смесителе СМ2 (см.рис.3.7) отраженный сигнал имеет частоту $f_{пр2} + F_{дц}$, где $f_{пр2}$ = 28 МГц. Предварительная аналоговая обработка сигналов осуществляется в ФКМ СМ28.5. Первые шесть частотных каналов (1-6) в ФКМ СМ28.5 (Н019-03-15) открываются шестью одинаковыми стробами селекции по дальности Д1-Д6, а вторые шесть частотных каналов (7-12) открываются такими же по длительности, но сдвинутыми на большую дальность стробами Д7-Д12. Таким образом, стробы селекции полностью перекрывают зону приема по дальности. Временное расположение стробов и соответствующих им частотных каналов показано на рис.3.10. В каждом временном канале выполняется последовательно фильтрация сигналов. Так как кварцевый фильтр после временного селектора в каждом из каналов фильтрации настроен на частоту 28,055 МГц, а полоса пропускания фильтра равна 130 кГц, то в дальнейшем при помощи кварцевых фильтров на 3-й промежуточной частоте 5 МГц выделяется полоса фильтрации доплеровских частот цели




Р и с. 3.9.

Т_п = 6 мкс
Т_п
Запуск передатч. ИЗП
Сигнал запирания приемн.
Зона приема
1,4 мкс
Стробы дальности Д1 - Д6
1,4 мкс
Стробы дальности Д7 - Д12

Р и с. 3.10



н/с

шириной в 60 кГц с разделением на 6 частотных каналов по 10 кГц (см.рис.3.11). Из рис.3.11 видно, что полоса фильтрации шириной 60 кГц расположена в области, свободной от составляющих мешающих отражений от поверхности земли (МО). Частота $F_{дс}$ - это максимальная доплеровская частота отражений от поверхности земли, обусловленная собственной скоростью истребителя $v_{сб}$, $F_{дс} = 2v_{сб}/\lambda$.

Расстановка частотных каналов внутри полосы фильтрации производится с помощью шести управляемых гетеродинов. Частоты колебаний управляемых гетеродинов сдвинуты относительно друг друга на 10 кГц. Частоты управляемых гетеродинов определяются формулой (для $k$-го частотного канала):

$$f_{уг\,k} = f_{г0} + F_{дс} + \Delta f_c - f_c + \Delta f_п/2 + \Delta f_п(k-1), \quad (3.1)$$

где $f_{г0} = 23\cdot10^3$ кГц - номинальное значение частоты гетеродинного сигнала, подаваемого на смеситель СМ3; $F_{дс}$ - значение доплеровской частоты сигнала, соответствующее собственной скорости истребителя; $\Delta f_c$ - смещение по частоте границы начала гребенки доплеровских фильтров относительно $F_{дс}$ ($\Delta f_c$ = 3,125 кГц); $f_c$ - значение смещения центральной частоты настройки полосового фильтра на выходе СМ28.5 (фильтр УПЧ3) относительно 3-й промежуточной частоты 5 МГц ($f_c$ = 47,5 кГц); $\Delta f_п$ - полоса пропускания полосового фильтра, равная 10 кГц; $k$ - номер частотного канала (в первой группе для стробов Д1-Д6).

Таким образом, частота управляемого гетеродина для 1-го частотного канала равна (в мегагерцах):

$$f_{уг\,1} = 22{,}960625 + F_{дс}\,. \quad (3.2)$$

Для каждого последующего гетеродинного сигнала добавляется 10 кГц, например:

$$f_{уг\,2} = f_{уг\,1} + 10\ кГц,$$

- - - - - - - - - - - -

$$f_{уг\,6} = f_{уг\,1} + 50\ кГц\,.$$

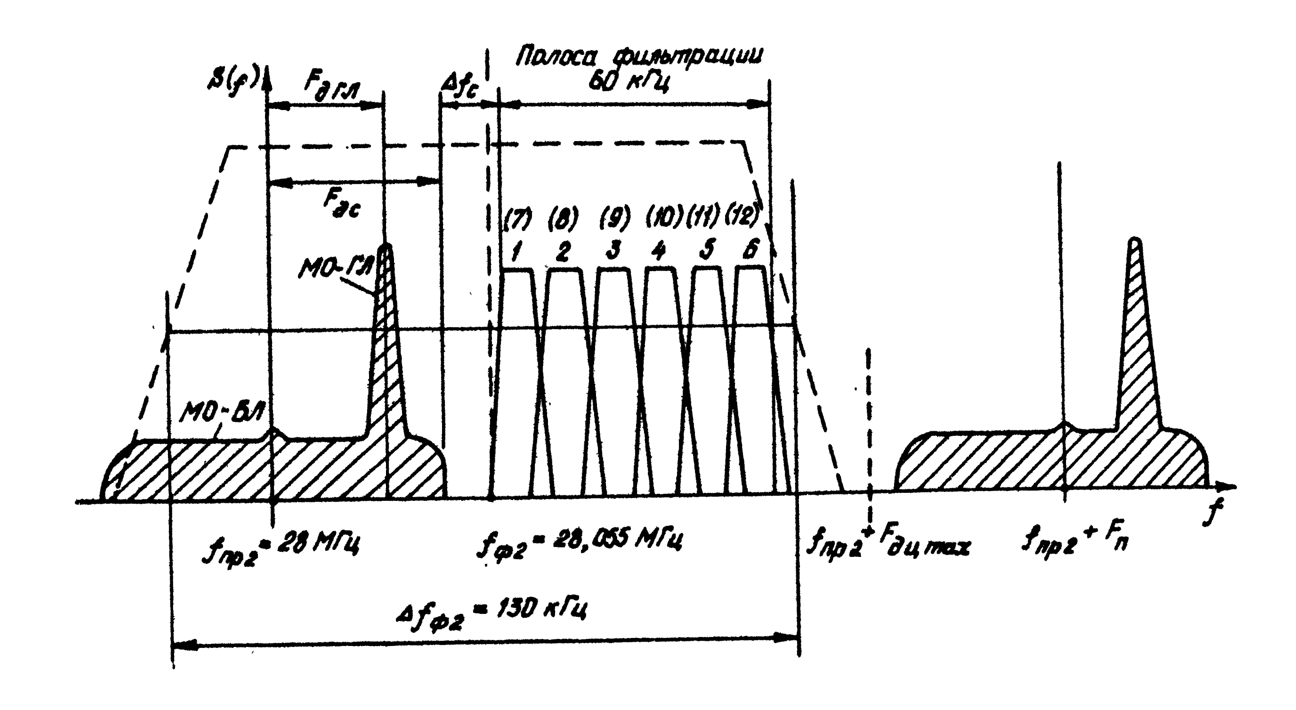
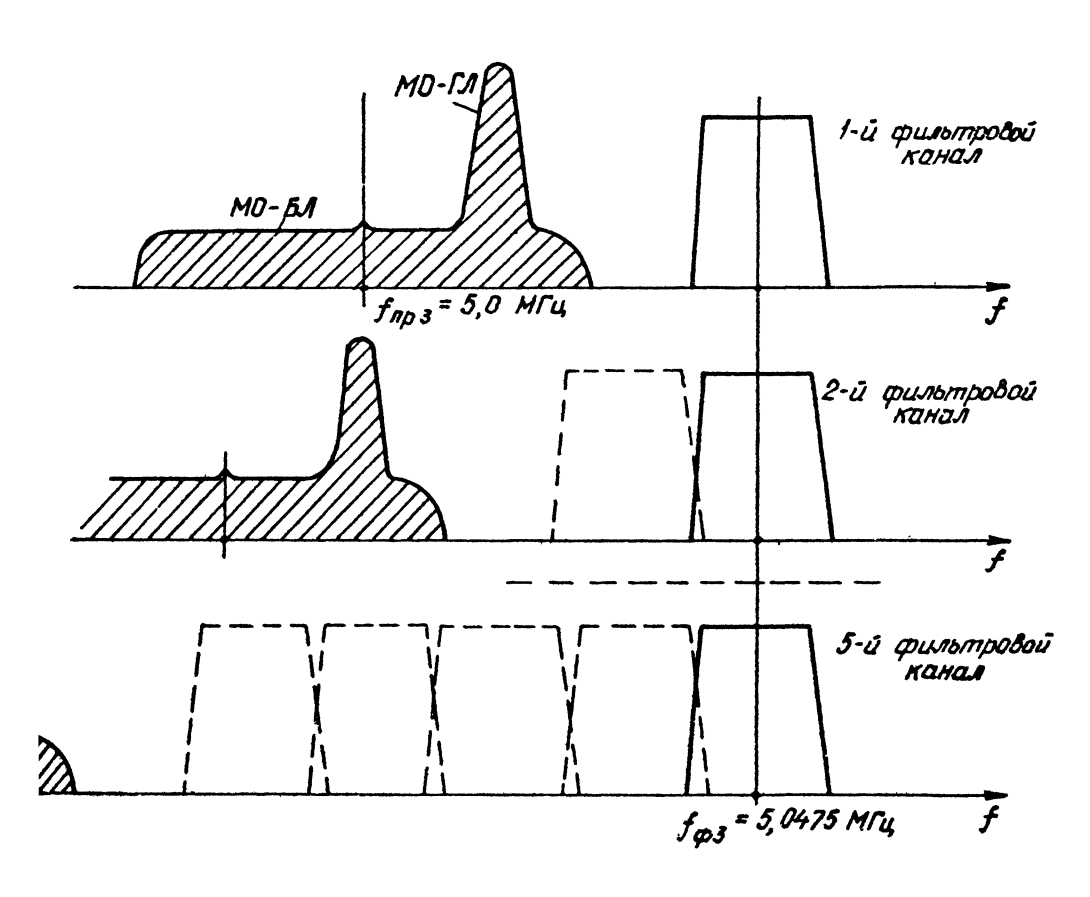

Полоса фильтрации
60 кГц
S(f)
$F_{д гл}$
$\Delta f_c$
$F_{дс}$
(7) (8) (9) (10) (11) (12)
1 2 3 4 5 6
МО-ГЛ
МО-БЛ
$f_{пр2} = 28$ МГц
$f_{ф2} = 28,055$ МГц
$f_{пр2} + F_{дц\,max}$
$f_{пр2} + F_п$
$\Delta f_{ф2} = 130$ кГц
f

Рис. 3.II.

На рис.3.12 показано расположение частотных каналов на выходе СМ28.5 относительно составляющих помеховых мешающих отражений (МО).




Р и с. 3.12.

В соответствии с формулами (3.1) и (3.2) значение частот сигналов управляемого гетеродина изменяется в соответствии с изменением собственной доплеровской частоты $F_{дс}$ или с изменением скорости истребителя. Гребенка фильтров при этом также смещается по оси частот относительно $f_{пр\,2}$ = 28 МГц (см.рис.3.11). Вычисление величины $F_{дс}$ осуществляется в БЦВМ по значению скорости истребителя, получаемой от системы воздушных сигналов СВС П-72-3-2. Управление синтезатором частот в генераторе сигналов управляемых гетеродинов (УГ) производится от БЦВМ изделия Н019



мб 2016

через устройство связи с цифровой магистралью УСМ. Дальнейшая фильтрация осуществляется в УС62, как описано при рассмотрении структурной схемы, и далее в блоке цифровой обработки (БЦО).

При обнаружении цели в БЦО по критерию превышения заданного порога запоминается номер фильтра, в котором осуществлено обнаружение. Фильтров для каждого временного канала в БЦО, таким образом, имеется 480, но запоминается только 15 произвольных номеров (кодов номера фильтра КНФ).

Очевидно, что каждому КНФ соответствует определенное значение доплеровской частоты цели $F_{дц}$. Это значение вычисляется в БЦВМ по формуле:

$$F_{дц} = F_{дс} + 125(КНФ) + 3125, \quad Гц . \qquad (3.3)$$

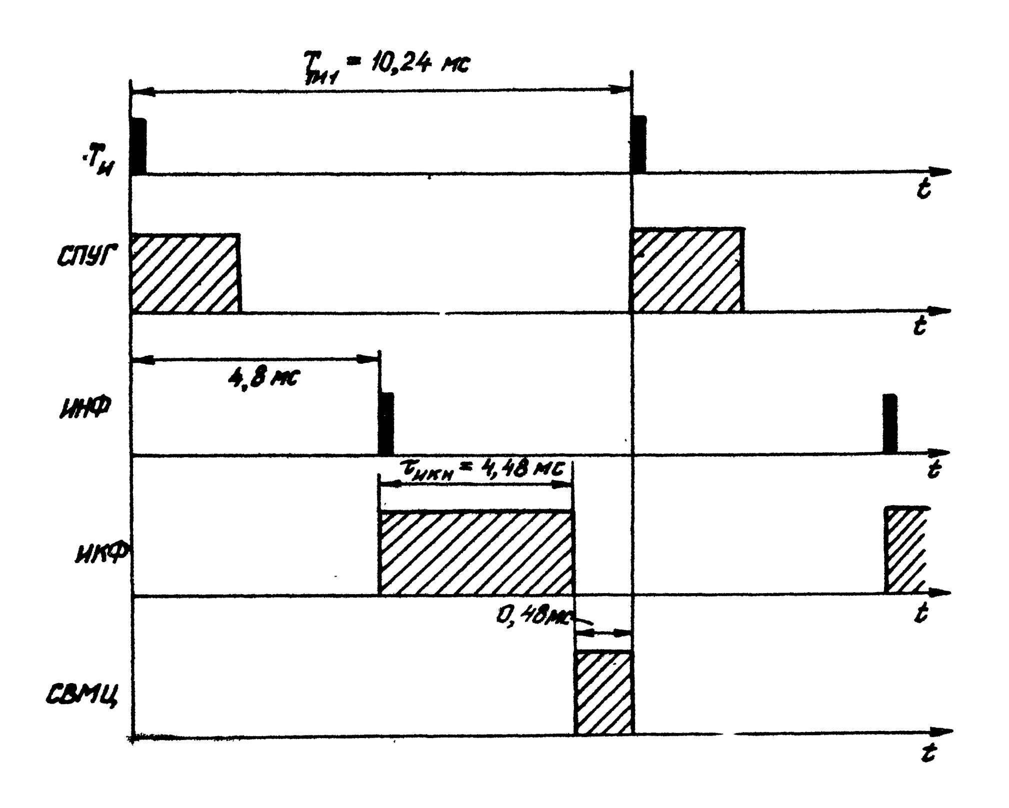
Соответственно радиальная скорость сближения $\dot{Д}$ определяется как

$$\upsilon_{сб} = \dot{Д} = \frac{c}{2f_0} F_{дц} , \qquad (3.4)$$

где $c$ - скорость распространения радиоволн, а $f_0$ - несущая частота излучений РЛС. Например, если $F_{дс}$ = 30 кГц, а номер фильтра (КНФ) равен 5, то $F_{дц}$ = 30 + 0,125·5 + 3,125 = 33,75 кГц.

<u>Устранение "слепых" зон обнаружения целей по дальности.</u> В режиме ВЧП период повторения импульсов обычно во много раз (в несколько десятков раз) меньше времени запаздывания сигналов при отражении от цели. Имеет место, таким образом, большая неоднозначность измерения расстояний до цели, и, кроме того, возможно совпадение времени прихода отраженных сигналов и времени закрытого состояния приемника импульсом СЗП (см.рис.3.10). Возникают так называемые "слепые" зоны приема сигналов по дальности. Размер "слепой" зоны по дальности определяется длительностью импульса СЗП: $\Delta Д_{сл} = c\tau_{сзп}/2$. В режиме ВЧП устранение "слепых" зон осуществляется сменой частоты повторения импульсов (ЧПИ). Эти ЧПИ выбираются таким образом, чтобы в диапазоне измеряемых дальностей до цели свести к минимуму участки, на которых "слепые" зоны совпадают для всех применяемых ЧПИ. В режиме ОБЗОР в широкой зоне поиска антенной используются 5 частот повторения импульсов. На каждой строке последовательно

чередуются три из *пяти* ЧПИ. В узкой зоне поиска (КОРОБОЧКА) чередуются пять ЧПИ. Смена ЧПИ производится каждый такт работы РЛС, как отмечалось в параграфе 3.I. Длительность такта $T_{п1}$ в режиме ОБЗОР равна I0,24 мс. Распределение интервалов времени в пределах длительности такта показано на рис.3.I3. В начале каждого такта, до поступления импульса начала фильтрации (ИНФ), осуществляется прием информации от БЦВМ и настройка управляемых гетеродинов (УГ) на заданную частоту $f_{уг}$. Через 4 8 мс после тактового импульса в БЦО поступает ИНФ и начинается узкополосная фильтрация сигналов в цифровых каналах БЦО. Длительность интервала когерентной цифровой фильтрации равна 4,48 мс (интервал когерентного накопления ИКН $\tau_{нкн}$= 4,48 мс).




Р и с. 3.I3

8. Изд. №7906



мб 20I6

Полоса пропускания цифрового канала фильтрации определяется временем $\tau_{икн}$ и равна: $\Delta f_{цф} = 1/\tau_{икн}$ = 220 Гц. После интервала цифровой фильтрации следует интервал (строб) выдачи метки цели (СВМЦ) длительностью 0,48 мс, за время которого в блоке БЦО производится опрос всех цифровых фильтров и запоминаются номера тех фильтров (КНФ), в которых обнаружена цель.

В следующем такте запомненные коды номеров фильтров принимаются в БЦВМ для дальнейшей обработки.

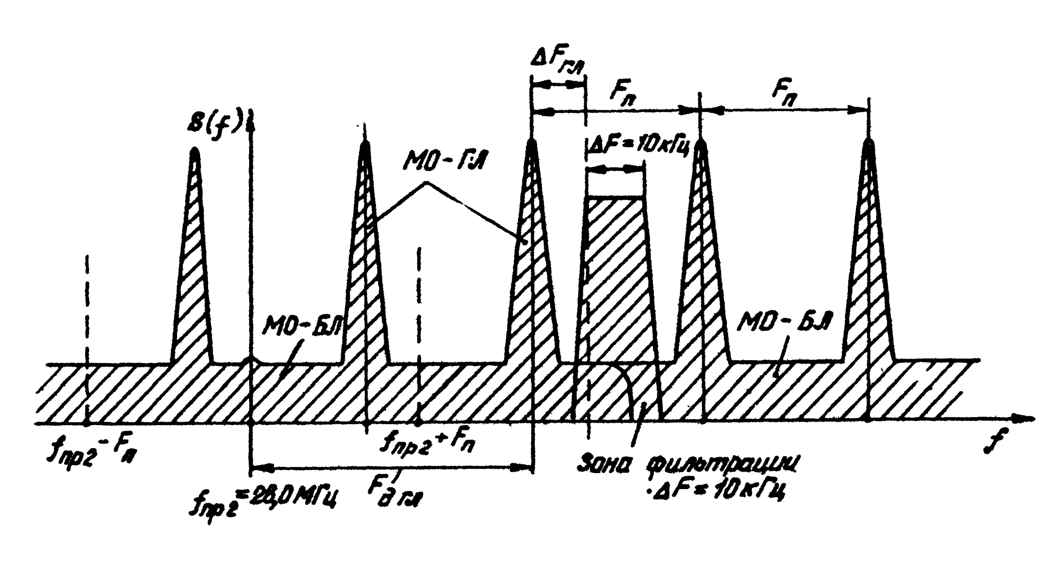
### 3.2.3. Функционирование системы обработки сигналов при обнаружении целей в режиме ОБЗОР при средних частотах повторения импульсов (СЧП)

Общие сведения. Обнаружение целей на догонных курсах производится на фоне спектральных составляющих отражений от поверхности земли. При СЧП отсутствуют свободные участки в спектре отражений от земли. В теории радиолокации показано, что плотность мешающих отражений в области спектральных составляющих сигнала цели минимальна при СЧП. При этом имеется возможность устранить области наиболее интенсивных альтиметровых отражений, соответствующих высоте полета истребителя. Обычно протяженность альтиметрового участка составляет величину порядка 2-3 км. При периодах повторения импульсов больше 20 мкс (больше соответствующей дальности 3 км) (при СЧП) зона альтиметровых отражений составляет лишь часть зоны приема и можно обнаружение осуществлять на фоне отражений со спектральной плотностью, меньшей, чем в области альтиметровых отражений.

Спектр отражений от земли при СЧП имеет две основные области мешающих отражений: зона мешающих отражений по главному лучу ДН (МО-ГЛ) и область мешающих отражений по боковым лепесткам (МО-БЛ) (рис.3.14), причем интенсивность спектральных составляющих по главному лучу примерно на 25-30 дБ превышает уровень отражений по боковым лепесткам.

В РЛПК при СЧП используются 12 приемных каналов, стробируемых по дальности 12 стробами (см.рис.3.7). В каждом канале дальности осуществляется узкополосная фильтрация в пределах полосы 10 кГц. В режиме СЧП при работе на догонных курсах ЧПИ изменяется в пределах от 17 до 29 кГц при скважности $Q_{ск}$= 18. Длительность импульсов стробирования в общем случае меньше излучаемых импульсов (при высоте полета истребителя менее 10 км).

Характерным для режима СЧП при обнаружении целей является наличие "слепых" зон по доплеровской частоте (по скорости сближения), обусловленных областями отражений от земли, принимаемыми по главному лучу ДН антенны, где обнаружение целей практически невозможно из-за значительного уровня МО.




Р и с. 3.14

<u>Выбор частот повторения импульсов</u>. Частоты повторения импульсов выбираются так, чтобы зона фильтрации была больше $\Delta F$ = 10 кГц. Граница полосы фильтрации отнесена относительно частоты $F_{д\,гл}$ на величину зоны режекции $\Delta F_{гл}$, которая определяется шириной полосы спектра отражений по главному лепестку ДН и первым боковым лепестком и равна: $\Delta F_{гл}$ = 3-4 кГц. За первую базовую частоту повторений принята частота $F_{п1} = \Delta F + 2\Delta F_{гл} =$ $=10 + 2 \cdot (3-4) = 16-18$ кГц, а третья частота $F_{п3} = 2\Delta F + 2\Delta F_{гл} =$ $=20 + 2 \cdot (3-4) = 26-28$ кГц.

Таким образом, выбранные ЧПИ позволяют при облучении целей двумя различными ЧПИ $F_{п1}$ и $F_{п3}$ уменьшить размер результирующих "слепых" зон скорости (по доплеровской частоте). Для исключения "слепой" зоны для доплеровской частоты примерно $2F_{п1} =$ $=32-36$ кГц выбрана еще одна ЧПИ $F_{п5}$.

8*



2016

Кроме "слепых" зон по скорости при СЧП наблюдаются "слепые" зоны и по дальности на тех участках дальности, которые "вырезаются" в моменты времени прихода альтиметровых отражений. Для раскрытия "слепых" зон по дальности используется изменение двух основных частот повторений $F_{п1}$ и $F_{п3}$ в некоторых пределах таким образом, чтобы сместить сигнал от цели, находящейся на дальности обнаружения, на участок однозначной дальности, свободный от альтиметровых отражений. Для решения этой задачи за вторую базовую ЧПИ принята частота $F_{п2}=F_{п1}+\Delta F_{п1}$, где $\Delta F_{п1}$ выбрана так, что период повторений для $F_{п2}$ уменьшается по сравнению с $F_{п1}$ на две длительности импульса $2\tau_и$ (то есть $F_{п2}=F_{п1}\cdot 18/16$). За четвертую базовую частоту принята частота $F_{п4}=F_{п3}+\Delta F_{п3}$, где $\Delta F_{п3}$ выбрана так, что период повторений для $F_{п4}$ уменьшается по сравнению с $F_{п3}$ на 1,5 $\tau_и$ (то есть $F_{п4}=F_{п3}\cdot(36/33)$).

Таким образом, в режиме СЧП применяются 5 частот повторения импульсов, которые излучаются поочередно на каждой строке движения антенны (при сканировании) в следующем порядке: $F_{п1}$; $F_{п2}$; $F_{п3}$; $F_{п4}$; $F_{п1}$; $F_{п2}$; $F_{п5}$; $F_{п4}$; $F_{п1}$; $F_{п2}$; $F_{п3}$; $F_{п4}$ и т.д. Этот набор ЧПИ позволяет раскрыть "слепые" зоны как по скорости, так и по дальности, в частности $F_{п1}$ и $F_{п2}$ раскрывают "слепые" зоны по дальности для диапазона возможных скоростей целей 50-210 м/с и 330-490 м/с; $F_{п3}$ и $F_{п4}$ раскрывают "слепые" зоны по дальности для скоростей целей в диапазонах 210-370 м/с и 650-810 м/с; частота $F_{п5}$ раскрывает "слепые" зоны по скорости в диапазоне скоростей от 480 до 640 м/с.

По скорости имеется еще одна "слепая" зона. Она соответствует доплеровским частотам, равным или близким нулю. Режекция этой зоны в полосе фильтрации производится с помощью строба запирания цифровых фильтров (СЗЦФ). При этом запрещается частотный анализ в этой зоне спектра. "Слепая" зона соответствует скоростям сближения $\pm$ 8 м/с.

<u>Расстановка стробов селекции по дальности</u>. Расстановка 12 каналов дальности в зоне приема сигналов зависит от высоты полета истребителя и применяемой ЧПИ. Из имеющихся 17 элементов разрешения в зоне приема (при скважности импульсов $Q_{ск}=18$) за один такт обнаружения 12 приемных каналов "просматривают" 12 элементов разрешения. При частотах повторения импульсов $F_{п1}$; $F_{п3}$; $F_{п5}$ стробы селекции устанавливаются так, чтобы оставшиеся непросматриваемые пять элементов разрешения приходились на зону альтиметровых отражений. На четных ЧПИ $F_{п2}$ и $F_{п4}$ возможно

обнаружение целей и в области альтиметровых отражений. В этом случае могут быть следующие ситуации. Если до альтиметровой области размещается более 5 каналов дальности, то пять последних каналов устанавливаются на область альтиметровых отражений. Если же до альтиметровой области попадает менее 5 каналов, то все I2 каналов устанавливаются подряд один за другим, начиная от переднего фронта области альтиметровых отражений. Для уменьшения уровня МО в области альтиметровых отражений устанавливается 5 каналов с уменьшенной длительностью стробов: $\tau_{стр} = 0,4$ мкс. Расстановка стробов дальности при различных ЧПИ показано на рис.3.I5.

Выбор частоты управляемого гетеродина. В режиме СЧП частоты всех управляемых гетеродинов (рис.3.I6) устанавливаются так, что область фильтрации в I0 кГц оказывается правее по оси частот относительно частоты $F_{дгл}$. Следовательно, частота $f_{уг}$ устанавливается равной:

$$f_{уг} = f_{го} - f_c + F_{дгл} + F_n - \Delta F_{см} + \Delta f_{c1} , \qquad (3.5)$$

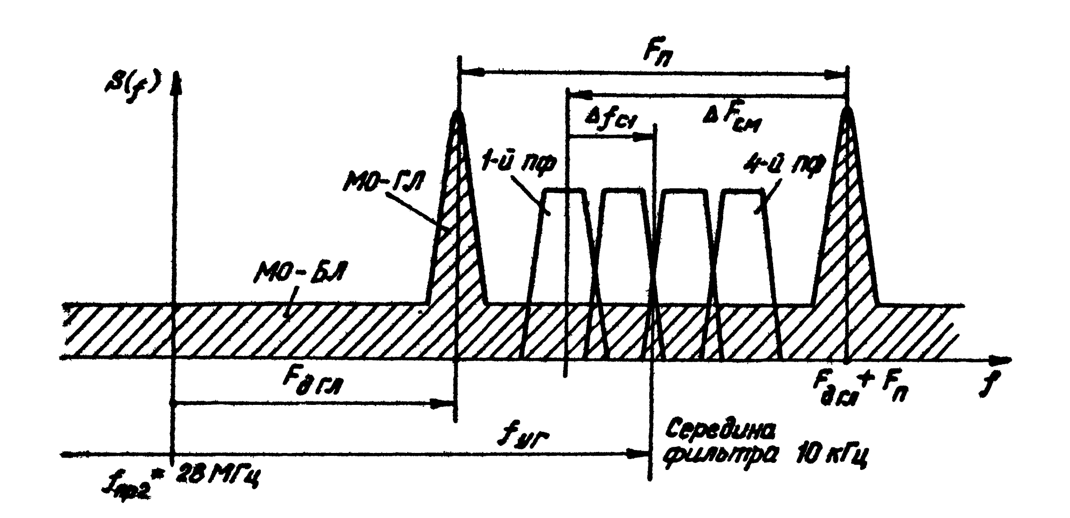
где $f_{го}$ = 23 МГц; $f_c$ = 47,5 кГц (как и в формуле (3.I));
$F_n$ - частота повторений импульсов; $\Delta F_{см}$ - величина отстройки середины первого полосового фильтра в УС62 с полосой 2,5 кГц относительно частоты $F_{дгл} + F_n$ (см.рис.3.I6).

Величина $\Delta F_{см}$ зависит от выбранной частоты. При $F_{n1}$; $F_{n2}$; $F_{n5}$ $\Delta F_{см}$ = II,75 кГц, а при $F_{n3}$ и $F_{n4}$ - $\Delta F_{см}$ = 21,75 кГц. Величина $\Delta f_{c1}$ в формуле (3.5) - это частотная отстройка, равная интервалу частот от середины полосового фильтра I0 кГц в СМ28.5 до середины I-го полосового фильтра 2,5 кГц (в УС62). Таким образом, гребенка доплеровских фильтров отслеживает по положению на оси частот частоту $F_{дгл} + F_n$ при изменении частоты управляемого гетеродина $f_{уг}$ по командам от БЦВМ.

При обнаружении цели так же, как и в режиме ВЧП, запоминается номер фильтра (КНФ), соответствующий обнаружению. Однако эта информация позволяет определить только неоднозначное значение частоты Доплера цели (так называемую наблюдаемую доплеровскую частоту). Для разрешения неоднозначности по доплеровской частоте в РЛПК применен метод, связанный с изменением частоты повторения импульсов в двух последующих за тактом обнаружения тактах измерения.




Р и с. 3.15.



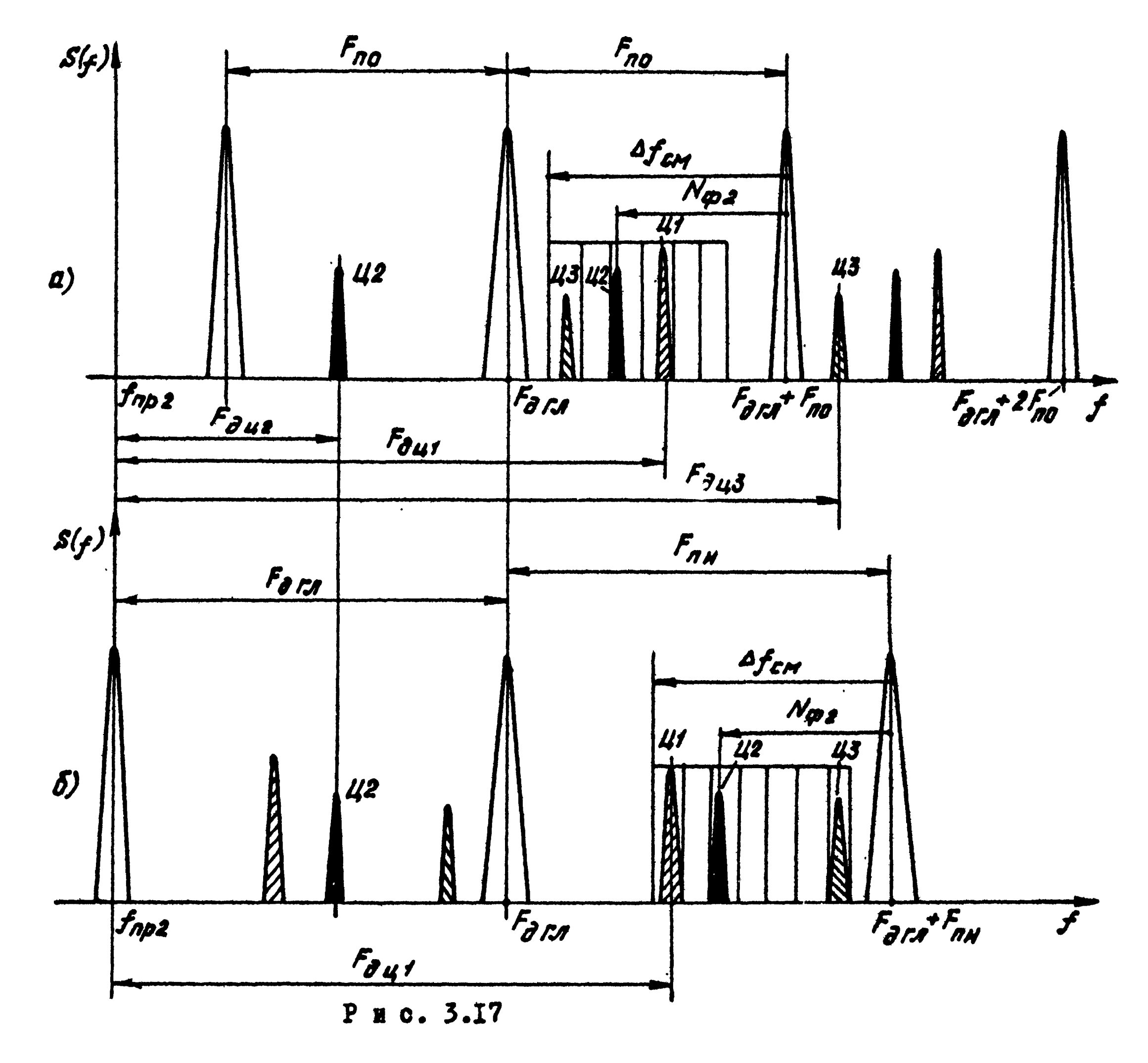

Р и с. 3.16.

### 3.2.4. Измерение расстояний и скорости цели в режиме ОБЗОР при СЧП

Общие сведения. В режиме СЧП доплеровские частоты цели могут в несколько раз превышать частоту повторения импульсов РЛС. По этой причине измерение доплеровской частоты цели в одном такте обзора осуществляется неоднозначно. Для измерения истинной доплеровской частоты цели в РЛПК применяется несколько ЧПИ. При этом достигается раскрытие (устранение) неоднозначности Измерение расстояний также связано с большой неоднозначностью. Раскрытие этой неоднозначности возможно также при применении нескольких ЧПИ. Следовательно, методы измерения скорости и дальности при СЧП связаны с необходимостью совместной обработки сигналов, принимаемых от цели, при использовании нескольких измерительных ЧПИ.

Измерение скорости цели при СЧП. Принцип определения однозначной скорости сближения цели основан на том, что при изменении частоты повторения импульсов (обычно на небольшую величину) изменяется номер фильтра, в котором выполнено обнаружение цели, если частотная составляющая цели находится в зоне неоднозначности. Номер фильтра не изменяется при изменении ЧПИ, если доплеровская частота цели находится в зоне однозначности частотных составляющих. На рис.3.17,а показано расположение частотных составляющих сигнала цели, доплеровской частоты для главного луча ДН и положение гребенки фильтров. В пределах каждого интервала $F_n$ в спектре расположены частотные составляющие всех сигналов, отраженных от целей, движущихся с любыми скоростями по отношению к РЛС. По этой причине в доплеровские фильтры попадают частотные составляющие отражений от всех целей, независимо от их относительной скорости. Для примера рассмотрим три цели Ц1, Ц2, Ц3. Считаем, что относительная скорость движения 1-й цели такова, что доплеровская частота ее сигнала $F_{дц1}$ больше $F_{дгл}$ и однозначно соответствует положению некоторого фильтра $N_{ф1}$ в позиции Ц1 на рис.3.17,а. Эта цель движется на встречнопересекающемся курсе. Цель Ц2 имеет однозначную доплеровскую частоту $F_{дц2}$ меньше $F_{дгл}$, но больше $F_{дгл} - F_{по}$, где $F_{по}$ - ЧПИ на такте обнаружения. Эта цель наблюдается с задней полусферы и находится на догонном курсе истребителя. Кратная ЧПИ частотная составляющая располагается в пределах гребенки фильтров в положении

н/с



S(f)
Fпо
Fпо
Δfсм
Nфг
Ц1
Ц2
Ц3
Ц2
Ц3
а)
fпр2
Fдгл
Fдгл+Fпо
Fдгл+2Fпо
f
Fдц2
Fдц1
Fдц3
S(f)
Fпн
Fдгл
Δfсм
Nфг
Ц1
Ц2
Ц3
б)
Ц2
fпр2
Fдгл
Fдгл+Fпн
f
Fдц1


Рис. 3.17

Ц2. И, наконец, 3-я цель имеет доплеровскую частоту $F_{дц3}$ больше $F_{дгл}+F_{по}$, но меньше $F_{дгл}+2F_{по}$. Ее частотная составляющая, кратная $F_{по}$, располагается в пределах гребенки фильтров в положении Ц3. На такте обнаружения номера соответствующих ($N_{ф}$) фильтров запоминаются. В следующих двух измерительных тактах ЧПИ изменяется: на I-м измерительном интервале увеличивается на $\Delta F_{п}$, а на 2-м - уменьшается на $\Delta F_{п}$, то есть имеем:

$$F_{пи1} = F_{по} + \Delta F_{п}; \qquad F_{пи2} = F_{по} - \Delta F_{п}. \qquad (3.6)$$

Заметим, что положение доплеровских составляющих целей в пределах гребенки фильтров при этом в общем случае изменяется. Величина $\Delta F_{п}$ выбирается достаточно малой, и смещение доплеровской частоты не может быть больше полосы доплеровской фильтрации IO кГц. На рис.3.I7,б показано расположение частотных составляющих при изменении частоты повторения на небольшую величину $F_{пи1}=F_{по}+\Delta F_{п}$. Так как частоты сигналов управляемого гетеродина изменяются в соответствии с ЧПИ (см.формулу (3.5)), то полоса фильтрации и положение гребенки перемещаются вслед за изменением положения частоты $F_{дгл}+F_{пи1}$. Это обстоятельство приводит к тому, что при увеличении ЧПИ на I-м измерительном интервале положение номера фильтра для цели Ц2 не изменится, для цели Ц1 номер фильтра уменьшится, а для цели Ц3 - увеличится.

На рис.3.I7 видно, что можно составить три уравнения, связывающих истинные значения доплеровской частоты цели $F_{дц}$, номер $N_{фо}$ фильтра обнаружения сигнала и количество интервалов $k_{ин}$ частоты повторения импульсов, определяющих неоднозначность:

$$F_{дц} = F_{дгл} + k_{ин} F_{по} + N_{фо} \cdot 0,125 - (\Delta F_{см} + \Delta F_{ф5}/2); \qquad (3.7)$$

$$F_{дц} = F_{дгл} + k_{ин} F_{пи1} + N_{фи1} \cdot 0,125 - (\Delta F_{см} + \Delta F_{ф5}/2); \qquad (3.8)$$

$$F_{дц} = F_{дгл} + k_{ин} F_{пи2} + N_{фи2} \cdot 0,125 - (\Delta F_{см} + \Delta F_{ф5}/2), \qquad (3.9)$$

где $N_{фо}$; $N_{фи1}$; $N_{фи2}$ - соответственно номера "звенящих" фильтров для такта обнаружения, первого и второго измерительных тактов; $\Delta F_{см}$ - смещение границы полосы первого полосового фильтра в



мб 2016

УО62 относительно $F_{\partial гл}$, а $\Delta F_{ф5}$ – полоса пропускания ПФ.

Так как количество интервалов и знак неоднозначности $k_{ин}$ не изменяются при переходе от ЧПИ $F_{по}$ к $F_{пи1}$ или $F_{пи2}$, то, пользуясь формулами (3.7) – (3.9), можно определить величину $k_{ин}$:

$$k_{ин} = \frac{N_{фи1} - N_{ф0}}{F_{по} - F_{пи1}} \cdot 0,125; \qquad (3.10)$$

$$k_{ин} = \frac{N_{фи2} - N_{ф0}}{F_{по} - F_{пи2}} \cdot 0,125. \qquad (3.11)$$

Берется целая часть от найденной по формулам (3.10) или (3.11) величины $k_{ин}$.

Для определения однозначной доплеровской частоты цели $F_{\partial ц}$ можно затем использовать любую из формул (3.7)-(3.9). Скорость цели по найденной величине $F_{\partial ц}$ определяется по известной формуле (3.4).

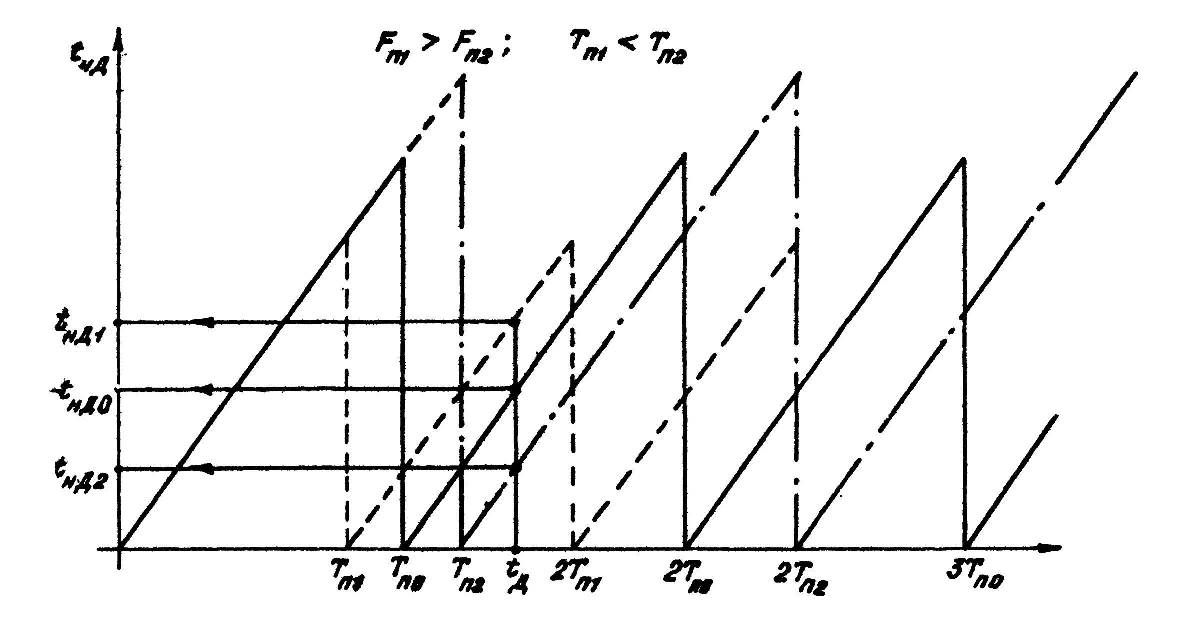
Измерение расстояний до цели при СЧП. Если цель удалена от РЛС на такое расстояние, что время запаздывания отраженного от нее сигнала превышает период повторения зондирующих импульсов, то возникает неоднозначность в измерении расстояния. Истинное расстояние до цели (однозначное расстояние) можно определить путем обработки найденных при различных ЧПИ неоднозначных дальностей. На рис.3.18 показано расположение истинной дальности (времени задержки $t_Д$) и стробов дальности в пределах периода однозначных измерений $t_{НД}$ (по оси ординат), в которых выполняется обнаружение целей. Из рис.3.18 следует, что однозначная задержка на дальность $Д$ до цели $t_Д$ может быть определена (для трех частот повторений $F_{по}; F_{пи1}; F_{пи2}$) как

$$t_Д = k_{Д0} T_{по} + t_{НД0}; \qquad (3.12)$$

$$t_Д = k_{Д1} T_{п1} + t_{НД1}; \qquad (3.13)$$

$$t_Д = k_{Д2} T_{п2} + t_{НД2}, \qquad (3.14)$$

где $k_{Д0}, k_{Д1}, k_{Д2}$ – коэффициенты неоднозначности, которые показывают, сколько целых периодов повторения импульсов приходится в пределах времени $t_Д$. Периоды повторения импульсов $T_{по}; T_{пи}$ и


$F_{п1} > F_{п2}$ ;   $T_{п1} < T_{п2}$
$t_{нД}$
$t_{нД1}$
$t_{нД0}$
$t_{нД2}$
$T_{п1}$
$T_{п0}$
$T_{п2}$
$t_Д$
$2T_{п1}$
$2T_{п0}$
$2T_{п2}$
$3T_{п0}$

Р и с.3.18

$T_{п2}$ связаны с ЧПИ известными соотношениями: $T_{п0} = 1/F_{п0}$; $T_{п1} = 1/F_{пи1}$; $T_{п2} = 1/F_{пи2}$. Величины $t_{нд0}$; $t_{нд1}$; $t_{нд2}$ - значения неоднозначной (наблюдаемой) задержки сигнала во времени на дальность $Д_ц$ до цели. Эти величины определяются относительно ближайшего импульса запуска передатчика в пределах одного интервала времени, равного периоду повторений $T_п$. На рис.3.18 наблюдаемая (неоднозначная) задержка на дальность $t_{нд}$ откладывается по оси ординат. В комплексе РЛПК это время $t_{нд}$ определяется по номеру канала дальности $N_д$, в пределы которого попадают импульсы, отраженные от цели.

Частоты повторений импульсов $F_{пи1}$ и $F_{пи2}$, которые используются в двух измерительных тактах, мало отличаются от частоты в обзорном такте $F_{п0}$ (см.формулу (3.6)). По этой причине коэффициенты неоднозначности $k_{дi}$ одинаковы или отличаются на единицу для трех применяемых ЧПИ. Это существенно упрощает процедуру вычисления однозначной дальности. Например, если использовать формулы (3.13) и (3.14), то можно определить коэффициент неоднозначности, если $k_{д1} = k_{д2} = k_{д0} = k$:

$$k_д = \frac{t_{нд2} - t_{нд1}}{T_{п1} - T_{п2}}. \qquad (3.15)$$

Зная этот коэффициент, можно по любой из формул (3.12) - (3.14) вычислить время задержки $t_д$. Расстояние до цели находится по известному соотношению

$$Д_ц = c\,t_д/2. \qquad (3.16)$$

В тех случаях, когда нельзя считать, что все $k_{д0} = k_{д1} = k_{д2}$, следует выполнять перебор всех возможных величин $k_{дi}$, подставив их в формулы (3.12) - (3.14). Найденные значения последовательности $t'_д(k_{дi})$ как функции $k_{дi}$ совпадут на истинной величине задержки $t_д$. Это значение и может быть принято за истинное измеряемое время $t_д$.

В режиме ОБЗОР при СЧП в РЛПК возможны случаи наблюдения целей на относительно больших расстояниях, когда коэффициенты неоднозначности $k_д$ могут быть более трех ($k_д > 3$). В этих условиях возможно, что коэффициенты $k_{д1}$ и $k_{д2}$ не равны друг другу, однако отличие не может быть больше чем на единицу. Как видно из рис.3.18, признаком, который может служить при распознавании

двух случаев: равенств $k_{Д1} = k_{Д2}$ и $k_{Д1} = k_{Д2} + 1$, является разность

$$\Delta t_н = t_{нД1} - t_{нД2}, \tag{3.17}$$

или, что эквивалентно, разности номеров каналов дальности

$$\Delta N_Д = N_{Д1} - N_{Д2}. \tag{3.18}$$

Если $\Delta t_н \geqslant 0$ или $\Delta N_Д \geqslant 0$, то принимается случай равенства коэффициентов неоднозначности $k_{Д1} = k_{Д2}$, а если $\Delta t_н < 0$ или $\Delta N_Д < 0$, то имеет место случай, когда коэффициенты $k_{Д1}$ и $k_{Д2}$ не равны друг другу:

$$k_{Д2} = k_{Д1} - 1. \tag{3.19}$$

Во втором случае коэффициент неоднозначности $k_{Д1}$ определим из совместного решения двух уравнений (3.13) и (3.14). Получаем

$$k_{Д1} = \frac{t_{нД2} - t_{нД1} - T_{п2}}{T_{п1} - T_{п2}}. \tag{3.20}$$

Далее вычисления выполняются так же, как и для случая равенства коэффициентов $k_{Д1}$ и $k_{Д2}$.

### 3.2.5. Измерение расстояний до цели в режиме ОБЗОР при ВЧП

Принцип измерения расстояний. Измерение расстояния до цели в режиме ОБЗОР при ВЧП производится с использованием линейной частотной модуляции (ЛЧМ) несущей частоты в пределах измерительного такта, следующего за обзорным тактом работы РЛС. В измерительном такте сигнал местного гетеродина $f_{г2}$ (см.рис.3.7) имеет такой же закон частотной модуляции, как и в сигнале передатчика(рис.3.19). При наличии времени задержки $t_Д$ на дальности $Д$ сигнал промежуточной частоты имеет частоту $f_{2ц}$, которую можно записать так:

$$f_{2ц} = f_{пр2} + F_{дц} - \Delta f_{измД}, \tag{3.21}$$

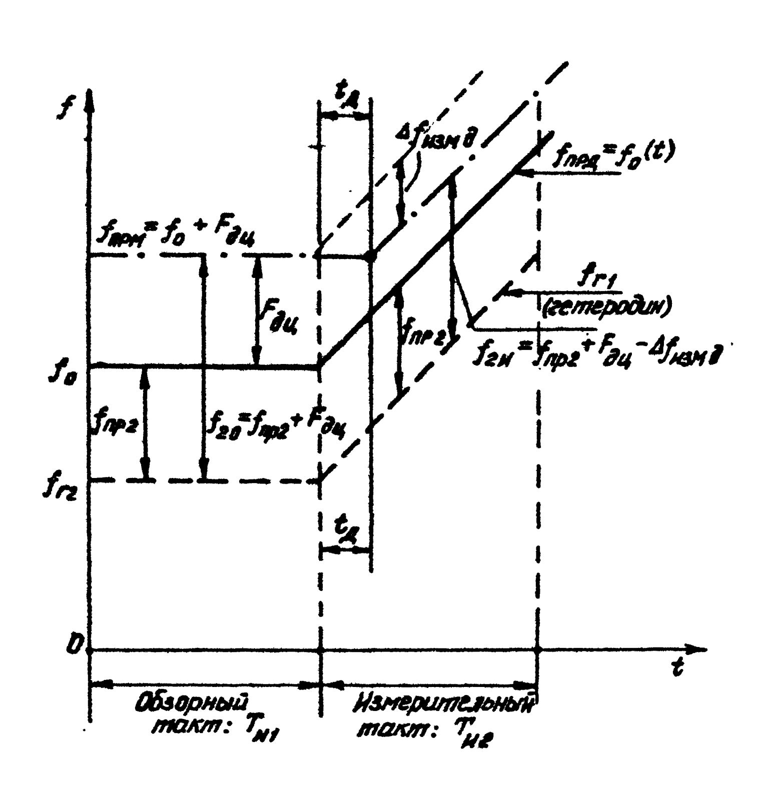
где $f_{пр2}$ - номинальное значение 2-й промежуточной частоты,

$f_{пр2}$ = 28 МГц; $F_{дц}$ - доплеровская частота сигнала, отраженного от цели; $\Delta f_{изм\,Д}$ - дополнительное изменение частоты, обусловленное наличием ЛЧМ и расстоянием $Д$ до цели. Из рис.3.19 видно, что

$$\Delta f_{измД} = S t_Д = S \frac{2Д}{c}, \qquad (3.22)$$

где $S$ - крутизна изменения частоты передатчика и 2-го гетеродина. Величина $S$ зависит от максимальной девиации частоты $\Delta f_{ЧМ}$ и длительности измерительного такта $T_{И2}$:

$$S = \Delta f_{ЧМ} \,/\, T_{И2}\,. \qquad (3.23)$$




Р и с. 3.19

На такте обнаружения, когда нет изменения ЛЧМ, частота сигнала промежуточной частоты $f_{20}$ также имеет смещение, обусловленное доплеровской частотой цели $F_{дц}$:

$$f_{20} = f_{пр2} + F_{дц} , \qquad (3.24)$$

но отсутствует дополнительное смещение, обусловленное сигналом с ЛЧМ. Если сравнить частоты сигналов 2-й промежуточной частоты в двух тактах: обнаружения $f_{20}$ и измерительного $f_{2и}$, то можно определить дополнительное изменение частоты $\Delta f_{изм\,Д}$, обусловленное величиной задержки $t_Д$ в измерительном такте:

$$f_р = f_{20} - f_{2и} = (f_{пр2} + F_{дц}) - (f_{пр2} + F_{дц} - \Delta f_{измД}) . \qquad (3.25)$$

Следовательно,

$$f_р = \Delta f_{измД} = S\,\frac{2Д_ц}{c} , \qquad (3.26)$$

и по формуле (3.26) можно, зная крутизну $S$ и разностную частоту $f_р$, вычислить расстояние до цели:

$$Д_ц = c f_р / 2S . \qquad (3.27)$$

Реализация принципа измерения расстояний в РЛПК-29Э. Измерение расстояний в соответствии с описанным принципом выполняется следующим способом. В такте обнаружения производится обнаружение цели и запоминается номер цифрового фильтра $N_{Д0}$, в котором обнаружение осуществлено. Во втором и третьем измерительных тактах вводится частотная модуляция несущей, как описано выше, и осуществляется обнаружение сигналов цели на этих измерительных тактах. Разность номеров цифровых фильтров на такте обнаружения $N_{Д0}$ и на измерительном такте $N_{Ди}$ пропорциональна разностной частоте $f_р$ (в кГц):

$$f_р = 0{,}125\,(N_{Д0} - N_{Ди}) . \qquad (3.28)$$

В РЛС в измерительных тактах применяется ЛЧМ с крутизной

$$S = 6 \text{ кГц/мс} = 6 \text{ МГц/с} = 6 \text{ Гц/мкс}.$$



2016

Если подставить значение $S$ и выражение (3.28) в формулу (3.27), то получаем

$$Д_ц, км = 3,125\,(N_{Д0} - N_{Дц}). \qquad (3.29)$$

При наличии в одном канале дальности двух и более целей при измерении расстояний возможна неопределенность, возникающая из-за того, что не известно, какая пара номеров фильтров в первом и втором измерительных интервалах относится к одной и той же цели. Для устранения этой неопределенности можно применить способ, когда во втором измерительном такте крутизна ЛЧМ изменяется. Все варианты сочетаний номеров фильтров анализируются в БЦВМ, и определяются соответствующие расстояния в двух измерительных тактах. Если расстояния, вычисленные при каком-либо сочетании номеров фильтров для первого и второго измерительных интервалов, отличаются больше чем на 8 км, то такие сочетания считаются ложными и исключаются из дальнейшей обработки. Однако такой способ в РЛПК пока не реализован, и распознавание неопределенности достигается на этапе анализа траекторий (трасс) целей в режиме СНП.

Для устранения ложных измерений при обнаружении цели по помеховым выбросам в цифровых фильтрах в БЦВМ рассматриваются только такие значения разности $(N_{Д0} - N_{Дц})$, которые удовлетворяют условию

$$3 < (N_{Д0} - N_{Дц}) < 32, \qquad (3.30)$$

что соответствует диапазону измеряемых расстояний от 9 км (минимальная измеряемая дальность) до 100 км (максимальная измеряемая дальность).

### 3.2.6. Сопровождение целей в процессе обзора пространства в режиме ОБЗОР, сопровождение на "проходе" (СНП)

Принцип сопровождения. Режим сопровождения на "проходе" (СНП) является органическим продолжением режима ОБЗОР и поиска целей. Этот режим СНП включается при установке тумблера $\frac{СНП}{ППС}$-ЗПС в положение $\frac{СНП}{ППС}$ и позволяет осуществлять обнаружение и сопровождение до 10 целей в режиме ОБЗОР.

В процессе обзора пространства как при ВЧП, так и при СЧП,

выполняется измерение координат целей методами, которые описаны выше. Как отмечалось в п.2.5.2, в БЦВМ создается массив первичных данных радиолокационных измерений координат целей: азимута, угла места, дальности, скорости сближения и времени обнаружения цели.

Первая цель (независимо от признака СВОЯ или ЧУЖАЯ) становится на сопровождение в БЦВМ. Начало слежения за целью ("трасса") получает номер (например, № I). При следующем обнаружении цели (через период обзора пространства) производится сопоставление вновь обнаруженной цели с первой, уже поставленной на сопровождение. Сопоставление осуществляется в 3-мерном стробе "отождествления". Координатами центра строба "отождествления" являются экстраполированные на момент второго обнаружения координаты первой цели. Если цель (координаты цели) при втором обнаружении попала в пределы указанного строба, то считается, что эта цель относится к первой трассе (№ I) и сопровождение ее продолжается. Если обнаруженная вновь цель не попадает в пределы строба "отождествления", то принимается решение, что эта цель новая и не связана с I-й целью. Завязывается новая трасса (№ 2) и т.д. На индикатор СЕИ-3I метка цели поступает только после проверки в стробе "отождествления".

При отсутствии в течение I2 с новых данных об обнаруженных целях, которым присвоен тот или иной номер трассы, или если цель вышла за пределы зоны обзора, производится "сброс" соответствующих трасс из памяти канала сопровождения (канала СНП). На освободившееся место в памяти БЦВМ может быть поставлена новая цель.

<u>Сопровождение цели по доплеровской частоте в режиме СНП.</u> Сопровождение цели по доплеровской частоте в режиме ОБЗОР состоит из двух этапов. На первом этапе осуществляется обнаружение цели и измерение ее доплеровской частоты $F_{дц}$. Второй этап включает в себя отождествление обнаруженной в данном цикле обзора цели по доплеровской частоте с целью, обнаруженной в предыдущем цикле на данной угловой позиции и в пределах заданной дальности. Это отождествление осуществляется методом сопоставления. Для проведения сопоставления формируется строб отождествления по доплеровской частоте шириной $\Delta F_{дц}$. Ширина этого строба $\Delta F_{дц}$ вычисляется по формуле

$$\Delta F_{дц} = \Delta F_{дц0} - k_{F_д} t_ц , \quad (3.3I)$$



2016

где $\Delta F_{дц0}$ – начальный (первичный) строб по $F_{дц}$, равный 15 кГц, а $k_{F_д}$ – коэффициент, равный:

$$k_{F_д} = (1 - |\dot{F}_{дц}|), \qquad (3.32)$$

где $\dot{F}_{дц}$ – скорость изменения $F_{дц}$ (в кГц), а $t_ц$ – период обзора пространства, $t_ц = 3$ с.

После получения второго значения доплеровской частоты цели $F_{дц\,n}$, попадающего в строб, формируется признак ЗАХВАТ ПО $\dot{Д}$ и вычисляется значение изменения скорости (ускорение):

$$\dot{F}_{дц\,n} = \frac{F_{дц\,n} - F_{дц(n-1)}}{t_n - t_{n-1}}, \qquad (3.33)$$

где $n$ – номер цикла наблюдения целей; $t_n - t_{n-1}$ – промежуток времени между двумя измерениями.

Далее находится прогнозируемое значение (экстраполированное значение) доплеровской частоты цели:

$$F_{дц\,эn} = F_{дц(n-1)} + \dot{F}_{дц(n-1)} t_ц. \qquad (3.34)$$

При получении информации в каждом цикле обзора сравниваются измеренные значения доплеровской частоты $F_{дц\,изм\,n}$ с экстраполированным. Если разность частот $F_{дц\,эn}$ и $F_{дц\,изм\,n}$ не превышает размера строба $\Delta F_{дц}$ (см.формулу (3.31)), то измеренное значение принимается за исходное для дальнейшего сопровождения цели и решения других задач, когда необходимо знание относительной скорости цели. При отсутствии измерений в одном из циклов обзора за измеренное значение принимается экстраполированное, т.е.

$$F_{дц\,изм\,n} = F_{дц\,эn}. \qquad (3.35)$$

Как уже отмечалось, при отсутствии информации о целях в течение 12 с сопровождение по доплеровской частоте прекращается, данные о цели "сбрасываются" и признак ЗАХВАТ ПО $\dot{Д}$ обнуляется. Описанная методика сопровождения по доплеровской частоте цели при СНП используется как при ВЧП, так и при СЧП.

Сопровождение цели по дальности в режиме СНП. Сопровождение целей по дальности в режиме СНП осуществляется путем сопоставления вновь измеренной дальности до цели с экстраполированным

на данный интервал времени измерений значением дальности:

$$D_{цэп} = D_{ц(n-1)} + \dot{D}_{ц(n-1)}(t_n - t_{n-1}), \qquad (3.36)$$

где $\dot{D}_{ц(n-1)} = kF_{дц(n-1)}$ – относительная скорость цели, которая находится по данным сопровождения цели по доплеровской частоте $F_{дц}$; $k$ – коэффициент пропорциональности, равный $\lambda/2$. Величина $D_{ц(n-1)}$ – это измеренное ранее (на предыдущем такте) на интервале измерений $t_{n-1}$ значение расстояния до цели.

В тех случаях, когда вновь измеренная дальность и экстраполированная дальность отличаются не более чем ширина строба по дальности $\Delta D_{стр}$, делается вывод о том, что измеренные дальности относятся к одной и той же цели, и сопровождение продолжается. Величина $\Delta D_{стр}$ принята равной 8 км.

Определение наиболее "опасной" цели. Наиболее "опасная" цель в РЛПК определяется по величине отношения расстояния по сопровождаемой при СНП цели $D_{цс}$ и скорости сближения $\dot{D}_{цс}$:

$$\delta = D_{цс}/|\dot{D}_{цс}|. \qquad (3.37)$$

Определение отношения $\delta$ осуществляется после трех последовательных измерений координат цели и ее относительной скорости. "Опасной" считается та цель, для которой величина $\delta$ – наименьшая из всех величин, найденных по данным сопровождаемых при СНП целей.

На индикаторе СЕИ-31 опасная цель автоматически стробируется прямоугольным стробом захвата цели. В этом случае летчик в любой момент времени может переключить РЛС в режим непрерывной пеленгации РНП этой "опасной" цели, сопровождаемой при СНП, простым нажатием кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ на РУД. Автоматический захват цели на непрерывное сопровождение осуществляется, если расстояние до цели $D_{цс}$ меньше величины $(D_{p\,max} - k'\dot{D}_{цс})$:

$$D_{цс} < (D_{p\,max} - k'\dot{D}_{цс}), \qquad (3.38)$$

где $D_{p\,max}$ – разрешенная дальность применения оружия, которая вычисляется по данным для "опасной" цели, сопровождаемой при СНП, при наличии не менее 3 измерений ее координат. Коэффициент пропорциональности $k'$ выбирается равным 0,5 с.

## 3.2.7. Цифровая фильтрация сигналов. Работа блока цифровой обработки (БЦО) сигналов

Общие сведения. В процессе выполнения многоканальной фильтрации в блоке цифровой обработки (БЦО) реализуется способ спектрального анализа на базе дискретного преобразования Фурье (ДПФ). Прямое дискретное преобразование Фурье запишем в виде

$$S(k) = \sum_{n=0}^{N-1} S(n)\, e^{-j\frac{2\pi}{N}kn}, \qquad (3.39)$$

где $S(n)$ - сигнал на входе БЦО для одного полосового фильтра УС62; $N$ - количество отсчетных значений сигналов за время когерентной обработки $T_{ко}$ = 4,48 мс; $k$ - дискретное значение частоты в спектре сигнала $S(n)$. Спектр сигнала $S(k)$ характеризует распределение по дискретным частотным составляющим $k$ доплеровских сигналов, содержащихся в принимаемом отраженном от целей сигнале. Дискретное значение $k$ соответствует номеру цифрового фильтра. В каждом канале (полосовом фильтре) блока УС62 содержится 20 цифровых фильтров с расстановкой через 125 Гц. Полоса пропускания каждого фильтра $\Delta f_{цф}$ = 220 Гц, что соответствует времени когерентной обработки: $\Delta f_{цф} = 1/T_{ко}$. Для лучшего понимания последовательности выполняемых преобразований в БЦО при реализации ДПФ перепишем формулу (3.39) в следующем виде (используем формулу Эйлера):

$$S(k) = \sum_{n=0}^{N-1} S(n) \left\{ \cos\left[\frac{2\pi}{N}kn\right] - j\sin\left[\frac{2\pi}{N}kn\right] \right\} \qquad (3.40)$$

или в виде двух ДПФ - косинусном и синусном:

$$S(k) = S_c(k) - jS_s(k), \qquad (3.41)$$

где

$$S_c(k) = \sum_{n=0}^{N-1} S(n) \cos\left[\frac{2\pi}{N}kn\right]; \qquad (3.42)$$

$$S_s(k) = \sum_{n=0}^{N-1} S(n) \sin\left[\frac{2\pi}{N}kn\right]. \qquad (3.43)$$

Принимаемый сигнал с выхода УС62 ограничивается по амплитуде, и амплитуда становится равной постоянному нормированному значению. Упрощенно сигнал $S(n)$ запишем в дискретном виде:

$$S(n) = \cos\left[\frac{2\pi}{N} mn - \varphi_0(n)\right] = \cos\varphi_{сиг}(n), \quad (3.44)$$

где $\varphi_{сиг}(n)$ - текущая фаза сигнала, $\varphi_0(n)$ - меняющаяся начальная фаза, $m$ - дискретное значение доплеровской частоты принимаемого сигнала, которое и необходимо определить в процессе ДПФ в БЦО. Фазу в формулах (3.42) и (3.43) назовем опорной фазой $\varphi_{оп}(k,n)$:

$$\varphi_{оп}(k,n) = \frac{2\pi}{N} kn. \quad (3.45)$$

Рассмотрим ниже только одно из преобразований (3.42) или (3.43), подставив в (3.42) выражение (3.44):

$$S_c(k) = \sum_{n=0}^{N-1} \cos\left[\frac{2\pi}{N} nm - \varphi_0(n)\right] \cos\left[\frac{2\pi}{N} kn\right]. \quad (3.46)$$

Выполнив тригонометрические преобразования (учитывая, что член с суммой аргументов равен нулю), получаем

$$S_c(k) = \frac{1}{2}\sum_{n=0}^{N-1} \cos\left\{\left[\frac{2\pi}{N} mn - \varphi_0(n)\right] - \left[\frac{2\pi}{N} kn\right]\right\} = \frac{1}{2}\sum_{n=0}^{N-1} \cos\left[\varphi_{сиг}(n) - \varphi_{оп}(k,n)\right]. \quad (3.47)$$

Окончательно модуль спектральных составляющих в принимаемом сигнале запишем в следующем виде (коэффициенты I/2 не учитываем):

$$R(k) = |S(k)| = \left\{\left\{\sum_{n=0}^{N-1} \cos\left[\varphi_{сиг}(n) - \varphi_{оп}(k,n)\right]\right\}^2 + \left\{\sum_{n=0}^{N-1} \sin\left[\varphi_{сиг}(n) - \varphi_{оп}(k,n)\right]\right\}^2\right\}^{1/2}. \quad (3.48)$$

Таким образом, для вычисления модуля спектральных составляющих сигналов необходимо выполнить следующие операции и вычисления:

- измерить фазу принимаемого сигнала $\varphi_{сиг}(n)$ во всех отсчетных точках $n$ ;

- сравнить фазы $\varphi_{сиг}(n)$ с опорными фазами во всех точках $n$ и для всех цифровых каналов фильтрации (значения $k$ ) и определить разность фаз:

$$\Delta\varphi(k,n) = \varphi_{сиг}(n) - \varphi_{оп}(k,n); \qquad (3.49)$$

- вычислить значения $\cos(\Delta\varphi(k,n))$ и $\sin(\Delta\varphi(k,n))$;

- выполнить суммирование всех отсчетных значений $\cos\Delta\varphi(k,n)$ и $\sin\Delta\varphi(k,n)$. Общее число суммирований $N$ = 30, $n$ = 0, I, 2,..., ( $N$ - I);

- вычислить квадраты сумм косинусов и синусов и определить корень квадратный из суммы квадратов сумм косинусов и синусов (см.формулу(3.48));

- полученную величину $R(k)$ следует сравнить с пороговым уровнем $П$. В случае, если

$$R(k) \geqslant П,$$

принимается решение, что цель в $k$ -м цифровом канале обнаружения (сигнал цели соответствует по частоте настройке $k$-го фильтра, то есть $m=k$). Это является заключительной операцией, выполняемой в БЦО.

Структурная схема БЦО (рис.3.20). В состав БЦО, как уже отмечалось, входят два узла НЦФМ (накопители цифровых фильтров) и узел СЦФМ (синхронизатор цифровых фильтров). Синхронизатор СЦФМ состоит из устройства управления (УУ), генератора опорных фаз (ГОФ), вырабатывающего $\varphi_{оп}(k,n)$, коммутатора формирования меток цели $K_2$, счетчика меток цели (Сч.МЦ), оперативного запоминающего устройства (буферного) ОЗУ-Б, формирователя ширины метки цели $Ф_Д$, коммутатора адресов (КА), счетчика номеров цифровых фильтров (Сч.$N$ЦФ), выходного коммутатора $K_3$. Синхронизатор СЦФМ управляется импульсом начала фильтрации (ИНФ) и командами РЕЖИМ ВЧП, СТРОБ ЗАПИРАНИЯ ЦИФРОВЫХ ФИЛЬТРОВ (СЗЦФ).

Устройство управления УУ из входного опорного сигнала $f_{з0}$ (частота его 4 МГц) формирует все необходимые для работы БЦО управляющие и опорные сигналы. Начальная установка УУ и начало обработки сигналов с выхода УС62 осуществляются по переднему фронту сигнала ИНФ.

Каждый НЦФМ предназначен для обработки сигналов 24 полосовых фильтров (ПФ), поступающих из УС62. В каждом НЦФМ имеется 3 канала когерентной обработки (ККО). На каждый ККО приходится по 8 полосовых фильтров. В состав каждого ККО входят коммутатор входных сигналов ($K_1$ ), фазовый измеритель, вычислитель $\Delta\varphi$, шифратор (для получения $\cos\Delta\varphi$ и $\sin\Delta\varphi$), цифровые накопители (ЦН), селектор (сумматор) выходных сигналов, функциональный вычислитель, где выполняются вычисления корня квадратного из суммы квадратов сумм косинусов и синусов, и устройство сравнения с порогами.

Работа БЦО. На вход каждого НЦФМ поступают 24 сигнала полосовых фильтров в виде ограниченного по амплитуде сигнала со средней частотой 62,5 кГц. Коммутатор $K_1$ каждого из ККО выделяет только свою группу из 8 сигналов. Для управления коммутатором $K_1$ из устройства управления УУ (в СЦФМ) поступает сигнал селекции полосовых фильтров (СПФ) в виде 3-разрядного двоичного кода. На вход фазового измерителя пропускается в каждый данный момент времени сигнал одного из 8 входных сигналов полосовых фильтров (I-8 ПФ), номер которого определяется кодом сигнала СПФ. Всего за время когерентной обработки $T_{ко}$ 30 раз поочередно к фазовому измерителю подключаются полосовые фильтры. Один такт подключения всей группы (один отсчетный период) равен I60 мкс. Таким образом, на один полосовой фильтр (канал) приходится 20 мкс. После прихода импульса начала выборки ИНВ из устройства УУ на фазовый измеритель начинается измерение фазы $\varphi_{сиг}$ в интервале 8-9 мкс ("окно" измерения фазы) для соответствующего полосового фильтра. Измерение фазы осуществляется путем определения попадающего в "окно" измерения количества импульсов с частотой повторения I МГц, приходящегося на отрезок сигнала. Импульсы поступают из устройства управления УУ. Фазовый измеритель выдает значение фазы и знак квадранта в 4-разрядном параллельном коде (старший разряд - 4-й - выделен для указания знака). Кодирование фазы выполняется в соответствии с табл.3.5. Период повторения импульсов с ЧПИ I МГц соответствует $22{,}5^0$ фазы для частоты сигнала 62,5 кГц (период I6 мкс).

Таблица 3.5

Кодирование фазы принимаемого сигнала

| Фаза° | 0 | 22,5 | 45 | 67,5 | 90 | 112,5 | 135 | 157,5 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Код | 0000 | 0001 | 0010 | 0011 | 0100 | 0101 | 0110 | 0111 |
| Фаза° | 180 | 202 | 225 | 247,5 | 270 | 292,5 | 315 | 337,5 |
| Код | 1000 | 1001 | 1010 | 1011 | 1100 | 1101 | 1110 | 1111 |

Измеренная фаза входного сигнала $j$-го полосового фильтра ПФ $\varphi_{сигj}(n)$ поступает на вычислитель разности фаз $\Delta\varphi(k,n)$. На второй вход вычислителя разности $\Delta\varphi$ поступают значения опорной фазы $\varphi_{оп}(k,n)$, которые формируются в блоке ГОФ (генератор опорных фаз). Опорная фаза также представлена 4-разрядным двоичным числом в параллельном коде (аналогично коду $\varphi_{сиг}(n)$). В соответствии с требованием обеспечить в течение одного отсчетного интервала в 20 мкс определение всех разностей $\Delta\varphi(k,n)$ для всех 20 каналов цифровой фильтрации формируются опорные фазы для одного канала в виде импульсного параллельного кода в течение интервала 0,5 мкс (длительность импульсов 0,25 мкс). Схема вычислителя $\Delta\varphi(k,n)$ выполнена в виде арифметического сумматора. Последовательность кодов разности фаз $\Delta\varphi(k,n)$ поступает на шифратор, где преобразуется в синусную и косинусную величины, которые также представлены в виде двоичного параллельного кода (3-разрядного) и раздельно по цепям косинуса и синуса поступают на цифровые накопители (интеграторы) ЦН. Цифровые накопители ЦН состоят из последовательно соединенных сумматоров, оперативных запоминающих устройств накопителя (ОЗУ-Н), регистра задержки кодов. Выход регистров соединен со вторым входом сумматора (по цепи обратной связи).

В устройстве КН происходит последовательное накопление синусных и косинусных составляющих для всех 20 каналов цифровой фильтрации в течение всех 30 выборочных интервалов ($n = 0, 1, \ldots, N-1$). Накопленные суммы в виде 8-разрядных двоичных чисел в параллельном коде через сумматор каналов поступают в устройство функциональных вычислений, где выполняются все заключительные

операции в соответствии с формулой (3.48): возведение в квадрат сумм косинусов и синусов, сложение значений квадратов этих сумм и вычисление корня квадратного. Таким образом, формируется величина $R_j(k)$, которая подается на устройство сравнения с пороговым значением $П_1$ или $П_2$. Селектор (сумматор) каналов ККО обеспечивает прохождение на устройство функциональных вычислений сигналов одного из трех ККО в зависимости от наличия одного из стробов канала $СК_1, СК_2, СК_3$, поступающих из устройства управления УУ.

Величины $R_j(k)$ для каждого цифрового фильтра в виде 7-разрядного двоичного кода сравниваются с пороговыми уровнями, как уже отмечалось, также в виде 7-разрядных чисел. Если в результате сравнения установлено, что $R_j(k)$ больше порога или равен ему, то принимается решение об обнаружении цели (сигнала цели) и вырабатывается сигнал МЦ (МЕТКА ЦЕЛИ). В зависимости от условий наблюдения порог может быть или $П_1$, или $П_2$, причем $П_1 > П_2$. Порогу $П_1$ соответствует МЦ12 (первый индекс I соответствует НЦФМ-I). Пороги $П_1$ и $П_2$ задаются из БЦВМ по магистрали $К1$ (1р-7р) регистровой памятью РП в НЦФМ-I по командам ПЕРБРП1, ПЕРБРП2, которые формируются дешифратором ДШ в СЦФМ. При полете истребителя-носителя (перехватчика) РЛС на высоте больше 10 км ($H_п >$ 10 км) пороги равны: $П_1 = 70$; $П_2 = 64$; при 1 км $\leq H_п \leq$ 10 км $П_1 = 74$, $П_2 = 68$; если же $H_п <$ 1 км, то $П_1 = 76$, $П_2 = 70$.

При наличии команды ПВЧ (ПРИЗНАК ВОЗВРАТА ЧАСТОТЫ) во время интервала когерентной фильтрации ИКФ в ОЗУ-Б синхронизатора СЦФМ записываются метки цели, соответствующие ситуации $R_j(k)_I \geq П_1$, т.е. накопленная сумма превышает порог $П_1$ для первого интервала ИКФ. При наличии команды ВЧП и признака ПВЧ во время второго и третьего интервалов ИКФ записываются в ОЗУ-Б метки целей, соответствующие ситуациям $R_j(k)_{II} \geq П_2$ и $R_j(k)_{III} \geq П_2$.

При отсутствии команды ВЧП, но при наличии ПВЧ во время второго и третьего интервалов ИКФ записываются метки целей, соответствующие ситуациям $R_j(k)_{II} \geq П_1$ и $R_j(k)_{III} \geq П_1$. Сигналы МЦ далее поступают на коммутатор $К_2$, который формирует выходной сигнал ПВЧ. При отсутствии команды строба запирания цифровых фильтров СЗЦФ сигналы МЦ через коммутатор $К_2$ поступают на счетчик меток цели и затем на коммутатор адреса КА для формирования адреса в виде номера последнего "звенящего" цифрового фильтра и числа подряд "звенящих" цифровых фильтров, формируемых в формирователе

длительности метки цели $Ф_Д$. Запоминающее устройство ОЗУ-Б управляется при этом устройством УУ через счетчик НОМЕР ЦИФРОВЫХ ФИЛЬТРОВ (Сч.NЦФ). Память ОЗУ-Б имеет 30 ячеек (по 15 ячеек для каждого НЦФМ). Выходной сигнал ОЗУ-Б (12-разрядный) через коммутатор $K_3$ поступает в БЦВМ.

Обмен информацией между БЦО и БЦВМ о количестве меток цели, записанных в ОЗУ-Б, происходит по внешнему запросу ПВ (прием внешний) и по адресу 00628 (10-15)РА, которые поступают из БЦВМ через устройство сопряжения с магистралью (УСМ).

БЦВМ выдает команду ПВ и адреса ОЗУ-Б по количеству МЦ и получает для каждой метки МЦ информацию о номере цифрового фильтра. В соответствии с адресом в разрядах с 1-го по 9-й в БЦВМ поступает информация о номере "звенящего" цифрового фильтра, в котором выполняется условие $R_j(k) \geqslant П$, и в 10 - 11-м разрядах - информация о ширине пачки (количество подряд "звенящих" фильтров)

С выхода коммутатора $K_2$ на систему индикации из обнаружителя подаются импульсы меток цели МЦ11(12) и МЦ21(22), а из управляющего устройства УУ - сигналы СВМЦ(2) (стробы выдачи метки цели). В синхронизаторе СЦФМ устройства Сч.МЦ, КА, $Ф_Д$ и ОЗУ-Б имеются отдельно для каждого из накопителей НЦФМ. Оба ОЗУ-Б по выходу соединены схемой ИЛИ и работают на один коммутатор $K_3$.

## 3.3. Измерение координат в режиме непрерывной пеленгации

### 3.3.1. Этап захвата цели

Комплекс РЛПК в режиме обзора позволяет грубо измерить координаты нескольких целей. Однако применять установленное на самолете оружие в режиме сопровождения нескольких целей на проходе невозможно. Это обусловлено, главным образом, низкой точностью измерения координат и большим промежутком времени обновления данных, составляющим около 3,5 с (период обзора). Поэтому перед применением оружия РЛПК переводится на автоматическое сопровождение одной цели, именуемое режимом непрерывной пеленгации РНП.

Первым этапом этого режима является захват цели для ввода в следящие системы РЛПК координат выбранной на сопровождение цели. При этом этапу захвата цели предшествует переход РЛПК

из обзора в широкой зоне к обзору в узкой зоне (по "коробочке"), который происходит при нажатии летчиком кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ, если координаты строба захвата на индикаторе СЕИ-31 совпадают с координатами выбранной цели. Антенна РЛС при обзоре в узкой зоне управляется по сигналам алгоритма УАРК (управление антенной в режиме КОРОБОЧКА). Луч антенны двигается по двум строкам со скоростью луча на строке 20°/с. Размер зоны обзора по азимуту составляет 8°, а углу места - 4°, время цикла витка обзора - 0,8 с. Центр "коробочки" рассчитывается в алгоритме УАРК по координатам цели, которая выбрана для захвата. В момент нажатия летчиком кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ антенна РЛС занимает произвольное положение. Для возврата антенны в направление цели на ее приводы подаются сигналы, вычисленные в УАРК как разность между расчетным и текущим положениями зеркала антенны по крену, азимуту и углу места. По окончании этапа возврата луча производится перемещение луча антенны по замкнутой траектории - луч описывает вокруг зафиксированных координат цели "коробочку".

Если за два витка движения луча антенны по "коробочке" цель не обнаружена, то после завершения движения луча по нижней строке второго витка РЛС переходит к обзору в широкой зоне. При обнаружении цели вырабатывается команда ПВЧ (признак возврата частоты), по которой запоминается код номера фильтра обнаруженной цели, и движение луча антенны по строке прекращается, отрабатываются лишь эволюции по крену и тангажу. За тактом обнаружения, при работе с ВЧП, следуют два такта работы с ЛЧМ для определения дальности до цели. После расчета дальности, который может длиться несколько тактов, производится сравнение полученной дальности до цели с координатами строба захвата. В случае несовпадения этих координат продолжается обзор по "коробочке", при совпадении формируется команда Н.ПЕЛ.(НЕПРЕРЫВНАЯ ПЕЛЕНГАЦИЯ) и длительность рабочего такта становится равной 20,48 мс, т.е. происходит переход в режим РНП, а точнее - к первой его фазе - к этапу захвата цели.

Этап захвата состоит из двух подэтапов:

I) установки необходимой частоты управляемого гетеродина (ВУГ);

2) измерения дальности ( $Д_\varphi$ ).

Подэтап ВУГ предназначен для установки необходимой частоты управляемого гетеродина; введения в режим сопровождения контура углового сопровождения; слежения за зоной "прозрачности" по

дальности и длится не менее 18 тактов. Минимальная длительность ВУГ определяется условиями "втягивания" канала углового сопровождения.

На этапе захвата управляемые гетеродины в блоке Н019-03 приводятся к одной частоте, при этом частота сигнала гетеродинов выбирается так, чтобы сигнал, отраженный от цели, выбранной для сопровождения, попал в полосу захвата частотного дискриминатора. Для точного слежения за целью по частоте (скорости сближения) необходимо устранить неточность начальной настройки управляемого гетеродина, для чего производится вывод его на нужную частоту. Вывод управляемого гетеродина осуществляется по сигналу ошибки частотного дискриминатора $\Delta U_F$ с использованием $\alpha$-$\beta$ фильтра для сглаживания и экстраполяции частоты Доплера (подробно о вычислении $\Delta U_F$ и частоты Доплера сказано в п.3.3.2).

"Втягивание" канала углового сопровождения РЛПК в режим сопровождения начинается с момента выработки в БЦВМ команды Н.ПЕЛ. Одновременно с этой командой с блока 01 снимается команда ОБЗОР. При снятии команды ОБЗОР коммутатор ОБЗОР - СОПРОВОЖДЕНИЕ (КОС) в блоке 01 подключается в положение СОПРОВОЖДЕНИЕ, подключая на прием сигналов первый ($I_K$) и второй ($II_K$) каналы приемника Н019-09Э. В блоке 01 формируются разностные сигналы, амплитудная модуляция которых пропорциональна величине отклонения цели от равносигнального направления (РСН), а фаза - стороне отклонения. После усиления сигналов в блоках 09 и 03 они преобразуются в напряжение сигналов ошибки (СО) и поступают в блок 11, где осуществляется разделение их по плоскостям (азимут и угол места). С блока 11 СО в цифровом виде по общей магистрали поступают в БЦВМ. БЦВМ формирует сигналы на управление приводами зеркала антенны, при этом совмещается РСН диаграммы направленности антенны с направлением на цель. Канал управления антенной переходит в режим сопровождения примерно через 1 с после команды Н.ПЕЛ. при наличии в алгоритме УС (угловое сопровождение) команды $П_{дост\,\varphi}$ (захват цели каналом углового сопровождения).

На подэтапе измерения дальности $Д_\varphi$ осуществляется первичная обработка информации дальномерных приемников для расчета дальности до обнаруженной цели. При использовании ВЧП максимальное время запаздывания отраженного от цели сигнала на два порядка превышает период повторения импульсов. Поэтому прямое измерение времени запаздывания отраженных от цели импульсов относительно зондирующих не представляется возможным.

Измерение дальности в режиме ОБЗОР при ВЧП с использованием ЛЧМ является очень грубым. Ошибка измерения дальности до цели составляет ± (4-5) км, что недостаточно для перехода в режим сопровождения, т.к. величина строба захвата по дальности составляет 2 км. Поэтому переходу в режим сопровождения предшествует этап захвата, на котором требуется выполнить измерение дальности до цели более точно. Измеренная на этапе захвата дальность используется для задания начальных условий следящей системе на этапе сопровождения цели.

Принцип измерения дальности состоит в следующем. Пусть дальность до цели равна $Д$, а частота повторения импульсов равна $F_п$. Отраженный от цели сигнал имеет задержку $\tau_{зад} = \frac{2Д}{c}$ (рис.3.21) Неоднозначная дальность в пределах периода повторения определится дробной частью от величин:

$$\varphi_н = \left(\frac{2}{c} Д F_п\right)_{др.ч} \quad \text{или} \quad \varphi_н = \left(\frac{Д}{Д_т}\right)_{др.ч} \qquad (3.50)$$

где $c$ - скорость распространения радиоволн; $Д_т = \frac{c T_п}{2}$ - дальность, соответствующая периоду повторения импульсов.

Если $Д = nД_т + Д_н$, то $\varphi_н = \frac{Д_н}{Д_т}$, где $n$ - целое число; $Д_н$ дальность, соответствующая запаздыванию отраженного сигнала относительно последнего зондирующего импульса. Параметр $\varphi_н$ является безразмерной величиной и назван неоднозначной относительной дальностью, поскольку он пропорционален $Д_н$. В дальнейшем $\varphi_н$ будем называть неоднозначной дальностью.

При однократном наблюдении можно измерять только $\varphi_н$, поэтому исходной информацией для измерения дальности являются величины неоднозначных дальностей, измеренные при переборе ЧПИ. Величина неоднозначной дальности $\varphi_н$ при данной ЧПИ оценивается по соотношению сигналов ($Д1$, $Д2$, $Д3$) в стробируемых дальномерных каналах. Положение стробов показано на рис.3.21.

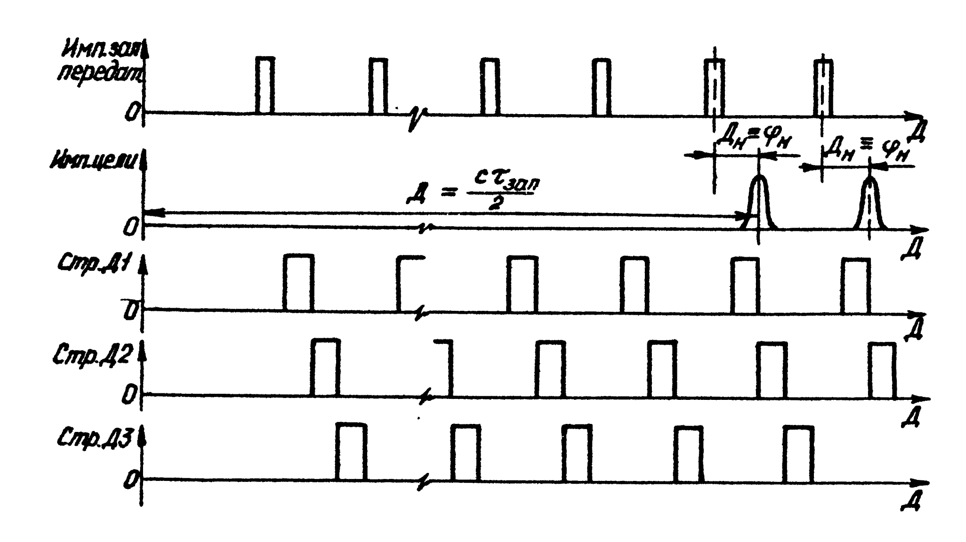
Измерение дальности основано на выборе из набора опорных (расчетных) дальностей $\varphi_{оп}$ значения, соответствующего минимуму корреляционной суммы, вида

$$S = \sum_{i=1}^{10} \left[\varphi_{оп}(i) - \varphi_н(i)\right] F_п(i), \qquad (3.51)$$

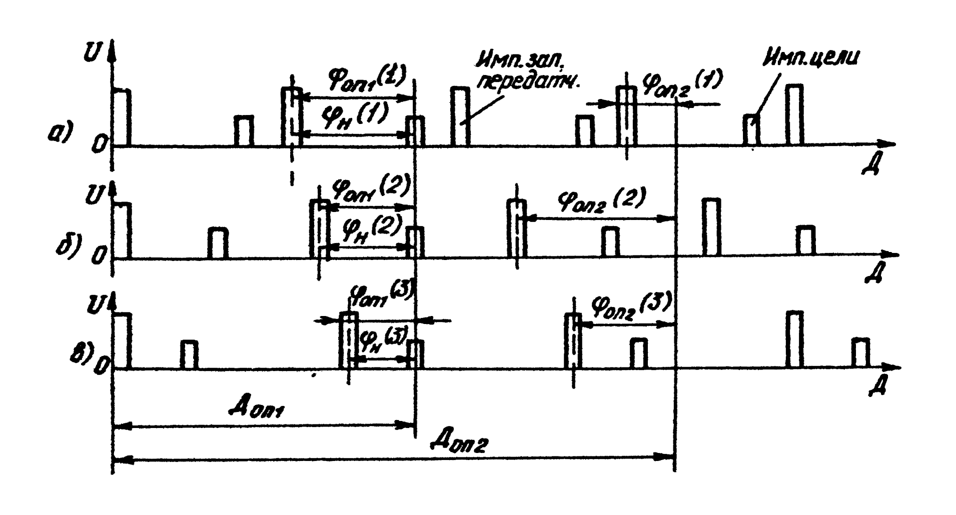
где $i$ - номер частоты повторения; $F_п(i)$ - частота повторения, соответствующая данному значению $i$; $\varphi_н(i)$ - измеренная неоднозначная дальность на частоте повторения; $\varphi_{оп}(i)$ - расчетная



мб 2016




Р и с. 3.21




Р и с. 3.22.

неоднозначная дальность для одной из опорных дальностей $Д_{оп}$ на $i$-й частоте повторения.

Для каждой опорной дальности вычисляется сумма (3.51).

Значение опорной дальности $Д_{оп}$, соответствующее минимальному значению суммы $S$, считается истинной дальностью.

Для примера на рис.3.22 показаны соотношения между расчетными и измеренными неоднозначными дальностями для случая, когда осуществляется перебор трех частот повторения (а, б, в), а истинное положение цели совпадает с первой опорной дальностью ($Д_{оп1}$). Как видно из рис.3.22, минимальная разность между расчетными и измеренными неоднозначными дальностями будет лишь тогда, когда измеренная (истинная) дальность совпадает с расчетной ($Д_{оп1}$).

В РЛПК первичная обработка принятых сигналов осуществляется в блоке 03. Напряжения сигналов $Д1, Д2, Д3$ с выходов дальномерных каналов поступают в блок 35, где преобразуются в 8-разрядные коды, и передаются в БЦВМ, где осуществляется вторичная их обработка.

При однократном измерении дальности до цели используется группа (набор) из 10 частот повторения. Порядок перебора групп частот повторения и значений частот повторения в каждой группе определяет алгоритм ОНУД (определение начальных условий в тактах измерения дальности). Алгоритм задает следующий порядок перебора: прямой порядок первого набора частот повторения, прямой порядок второго набора частот повторения, обратный порядок первого набора и обратный порядок второго набора. Затем следует повторение, однако общее число групп по десять частот повторения не превышает шести.

Коды Д1 ($i$), Д2 ($i$), Д3 ($i$), полученные при $i$-й частоте повторения, подвергаются операции антилогарифмирования, поскольку приемные дальномерные каналы имеют логарифмические характеристики.

При превышении одним из сигналов порогового значения, т.е. при выполнении условия

$$max\{A1(i),\ A2(i),\ A3(i)\} > A_{пор}, \qquad (3.52)$$

где $A1(i), A2(i), A3(i)$ - антилогарифмы сигналов $Д1(i), Д2(i), Д3(i)$, вырабатывается признак наличия цели в дальномерных каналах (ПНЦД).



2016

Вычисление однозначной дальности в захвате осуществляется в алгоритме ВТДЗ (вычисление точной дальности в захвате) в два этапа. На первом этапе определяется значение грубой дальности для каждого набора из 10 частот повторения $F_п(i)$. Для этого вся дальность (от 0 до 70 км) разбивается четырнадцатью опорными точками ( $j$ = 0-13) на равные участки. На каждой частоте повторения производится определение расчетных фаз первых гармоник частот повторения $\Phi(i)$ для опорных точек. В алгоритме ВОД$_\varphi$ (вторичная обработка в тактах измерения дальности) производится расчет фаз $\varphi(i)$ и амплитуд $a(i)$ первой гармоники частоты повторения отраженного сигнала. Следует подчеркнуть, что амплитуда и фаза гармоники последовательности импульсов полностью характеризуют их положение на временной оси при известном начале отсчета. Поэтому в алгоритме ВТДЗ осуществляется вычисление корреляционной суммы (3.51) с учетом амплитуды и фазы первой гармоники последовательности отраженных от цели сигналов. При этом в выражение (3.51) вместо $\varphi_{оп}(i)$ подставляются значения расчетных фаз $\Phi(i)$, а вместо $\varphi_н(i)$ - значения измеренных фаз $\varphi(i)$. Для каждой из четырнадцати опорных точек расчетной дальности ( $j$ = =0-13) рассчитывается корреляционная сумма (3.51), при минимуме которой определяется значение грубой дальности, оно присваивается одной из опорных точек ( $j_0$ ). Для вычисления указанной суммы используется значение измеренных $\varphi(i)$ и расчетных фаз $\Phi(i)$.

На втором этапе определяется значение точной (однозначной) дальности для каждого набора из 10 частот повторения $F_п(i)$ при $i$ = 1-10. Для этого на каждой из 25 опорных точек расчетной дальности ( $j = j_0 \pm K_{12}$ ) рассчитывается корреляционная сумма, при минимуме которой определяется значение точной дальности. Для вычисления точной дальности используются значения как измеренных фаз $\varphi(i)$, так и амплитуд $a(i)$ первой гармоники отраженного от цели сигнала, а также значения расчетных фаз $\Phi(i)$. Опорные расчетные точки при вычислении точной дальности разнесены относительно друг друга на расстояние 240 м.

После точного измерения дальности по фиксированному набору $F_п^1(i)$ производится повторное измерение дальности, но при этом используется другой фиксированный набор частот $F_п^2(i)$. Повторное измерение необходимо для повышения надежности измерения дальности. Результаты двух измерений сравниваются; если

$$|Д^1 - Д^2| < 2\ км,$$

то полагается, что $Д^1 = Д^2$, и осуществляется переход в режим сопровождения, в противном случае выполняется повторное измерение дальности.

Подэтапы $Д_\varphi$ и ВУГ чередуются до тех пор, пока не сформируется признак сопровождения цели по дальности ($П_{сопрД} = 1$). Признак $П_{сопрД}$ вырабатывается набором частот повторения. Наличие признака переводит БРЛС на этап сопровождения. Максимальное количество чередований подэтапов $Д_\varphi$ и ВУГ определяется шестью попытками измерения дальности. Если после шести попыток точная дальность не будет измерена, то происходит сброс РНП и БРЛС переходит в режим ОБЗОР.

При использовании СЧП РЛПК переходит на сопровождение цели так же, как и при ВЧП, но при этом отсутствует этап захвата, т.е. не осуществляется процедура автономного измерения $Д$. В качестве начальных условий для следящих систем используются координаты и параметры движения цели, вычисленные с высокой точностью в режиме ОБЗОР.

### 3.3.2. Структурная схема РЛПК-29Э при сопровождении цели в режиме непрерывной пеленгации

В режиме непрерывной пеленгации одна цель сопровождается по скорости (доплеровской частоте), дальности и угловым координатам. При этом автоматически измеряются восемь параметров. К ним относятся дальность $Д$ до цели, скорость сближения $v_{сб} = -\dot{Д}$ истребителя с целью, углы пеленга цели, представляющие собой углы отклонения линии визирования на цель относительно строительной оси самолета (с учетом установочного угла антенны) в горизонтальной (азимутной) $\varphi_{гл}$ и вертикальной (угломестной) $\varphi_{вл}$ плоскостях, а также составляющие угловой скорости линии визирования $\omega_{гл}$ и $\omega_{вл}$ в тех же плоскостях. Кроме того, измеряются угол поворота антенны по крену $\gamma_a$ и угловая скорость $\omega_{xл}$ в канале крена. Подстрочный индекс "Л" указывает, что измерения производятся в антенной (лучевой) системе координат.

Наряду с измерениями в процессе сопровождения осуществляется селекция цели по скорости и дальности, а при использовании управляемых ракет с полуактивной РГС - периодическое облучение

цели непрерывным сигналом подсвета на частоте настройки РГС.

Указанные выше измерения производятся в каналах сопровождения по скорости, дальности и угловым координатам. Особенность построения данных каналов состоит в том, что в состав каждого из каналов входит БЦВМ. К ней последовательно подключаются через преобразователи "напряжение - код" аналоговые части измерителей, производится обработка поступающих данных в соответствии с алгоритмами, введенными в БЦВМ, и выдаются результаты обработки на исполнительные устройства измерителей. Таким образом, дискриминационные части и исполнительные устройства рассматриваемых следящих систем реализованы аналоговым способом, а управители - цифровым, путем задания алгоритмов их работы. Исключение составляет лишь угломерный канал, дискриминационная часть которого наряду с аналоговыми элементами содержит цифровой фазовый детектор.

Упрощенная структурная схема РЛПК при сопровождении цели в режиме непрерывной пеленгации представлена на рис.3.23. Далее различные каналы сопровождения будут рассматриваться последовательно.

## Канал сопровождения цели по скорости и измерения скорости сближения

Для измерения скорости сближения используется сигнал первого канала антенной системы $(I_K)$. Сигнал преобразуется и усиливается в высокочастотном приемнике (в.ч.ПРМ), усиливается в УПЧ28 и подается на селектор дальности СД5. Этот селектор открывается стробом СТР.$Д^{пел}$, который образуется в момент прихода импульса от сопровождаемой цели. В остальное время селектор закрыт. Таким образом осуществляется селекция цели по дальности. За селектором следует фильтр предварительной селекции (Ф5), имеющий полосу пропускания 130 кГц и центральную частоту настройки 28,055 МГц. Через фильтр проходят сигналы во всем возможном диапазоне доплеровских частот.

С выхода фильтра предварительной селекции сигнал с частотой $f_c$, равной:

$$f_c = f_{пр2} + F_д, \tag{3.53}$$

где $f_{пр2}$ = 28 МГц; $F_д = \frac{2 v_{сб}}{\lambda}$ - доплеровское смещение частоты, вызванное скоростью сближения $v_{сб}$ ; $\lambda$ - длина волны, поступает на смеситель СМ5.

На второй вход СМ5 подается напряжение с управляемого гетеродина, размещенного в синтезаторе опорных частот. Частота $f_{гу}$ управляемого гетеродина изменяется по закону

$$f_{гу} = f_{пр2} - f_{пр3} + F_{дэ} , \tag{3.54}$$

где $f_{пр3}$ = 5,0475 МГц - третья промежуточная частота, на которую настроен кварцевый фильтр, установленный на выходе СМ5; $F_{дэ}$ - экстраполированное значение доплеровской частоты, полученное на основании ее измерений на предыдущем такте работы БЦВМ. Изменение $F_{дэ}$, а следовательно, и частоты $f_{гу}$ происходит под воздействием двоичного кода, поступающего от БЦВМ (код $F_{дэ}$).

В результате взаимодействия сигналов с частотами $f_c$ и $f_{гу}$ на выходе кварцевого фильтра, полоса пропускания которого составляет $\Delta f$ = 10 кГц, образуется синусоидальное напряжение с частотой

$$\Delta f_c = f_c - f_{гу} = f_{пр3} + (F_д - F_{дэ}). \tag{3.55}$$

Благодаря узкополосной фильтраций в фильтрах с полосами пропускания $\Delta f$ = 130 кГц и $\Delta f$ = 10 кГц пачка импульсов "растягивается" в непрерывный синусоидальный сигнал, т.е. импульсный характер сигнала пропадает.

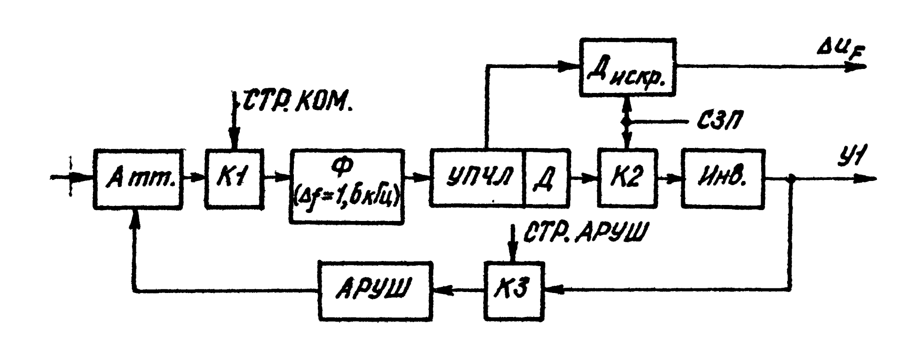
Выражение (3.55) показывает, что если доплеровская частота не меняется и $F_д = F_{дэ}$, то частота принимаемого сигнала будет располагаться на центральной частоте настройки фильтра $f_{пр3}$ = =5,0475 МГц. Несовпадение фактической и измеренной доплеровских частот приводит к смещению частоты принимаемого сигнала на величину

$$\Delta F = F_д - F_{дэ} \tag{3.56}$$

относительно частоты $f_{пр3}$.

Далее сигнал подается на приемник УI (угломерный пеленгационный приемник Пр-к УI), структурная схема которого совместно с дискриминатором показана на рис.3.24. Приемник состоит из

последовательно включенных аттенюатора АРУШ (Атт.), узкополосного фильтра Ф ($\Delta f$ = 1,6 кГц), логарифмического УПЧ (УПЧЛ), детектора (Д), инвертора (Инв.) и ключей (К1, К2, К3). Приемник охвачен устройством АРУ по входным шумам (АРУШ). Устройство АРУШ работает во время прихода импульса СТРОБ АРУШ (СТР. АРУШ), а в паузах между стробами АРУШ коэффициент усиления канала поддерживается постоянным за счет схемы памяти.




Р и с. 3.24

Узкополосный фильтр является основным селектирующим элементом системы селекции по скорости. Он установлен во всех каналах приемного устройства непрерывного сопровождения. Благодаря этому на вход всех каналов сопровождения поступают только сигналы, доплеровская частота которых соответствует доплеровской частоте сигнала сопровождаемой цели. Все остальные сигналы вне полосы частот 1,6 кГц подавляются.

С логарифмического УПЧ усиленный сигнал подается на дискриминатор (Дискр.), который преобразует рассогласование $\Delta F$ в напряжение постоянного тока $\Delta u_F$ в соответствии с соотношением

$$\Delta u_F = S\Delta F, \qquad (3.57)$$

где $S$ = 6 В/кГц - крутизна дискриминационной характеристики.

Дискриминационная характеристика линейна в пределах ±0,8 кГц, а ее нуль располагается на частоте $f_{пр3}$ = 5,0475 МГц.

Выходным каскадом дискриминатора является коммутируемый фильтр, представляющий собой интегратор со схемой сброса. Фильтр предназначен для некогерентного накопления сигнала рассогласования $\Delta u_F$.

Сброс накапливаемого напряжения осуществляется тактовыми импульсами $T_{ТИ2}$ = 20,48 мс (рис.3.25). Накопление начинается после окончания строба запирания приемника (СЗП), воздействующего на ключ $К2$ и дискриминатор. Значение накопленного сигнала к моменту сброса зависит от величины и знака рассогласования $\Delta u_F$. Строб коммутации (СТР.КОМ.) воздействует на ключ $К1$ и подключает приемник к предшествующему ему смесителю при переходе в режим непрерывной пеленгации.

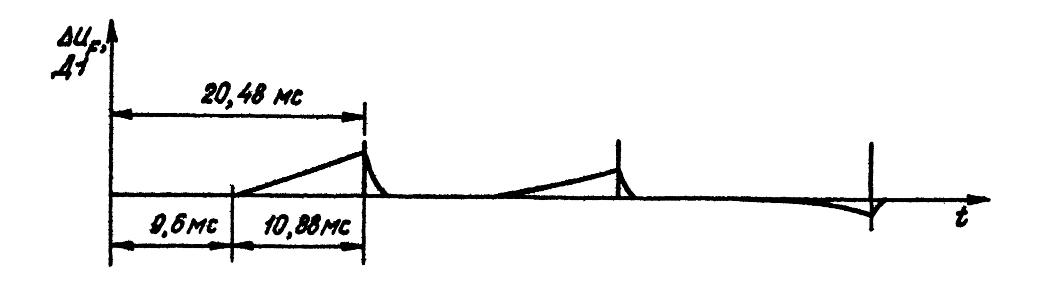
Сигнал рассогласования $\Delta u_F$ с выхода дискриминатора подается на преобразователь "напряжение - код" (ПНК), расположенный в блоке 35, где он преобразуется в двоичный код и далее поступает в БЦВМ (рис.3.23). Там он обрабатывается в соответствии с алгоритмами $УF_д$ (слежение за частотой Доплера) и УБ РНП (управление блоками в режиме непрерывной пеленгации), чтобы обеспечить (путем перестройки частоты $f_{ГУ}$) удержание частоты принимаемого сигнала вблизи частоты настройки узкополосного фильтра селекции ( $\Delta f$ = I,6 кГц) во всех приемных устройствах непрерывного сопровождения (рис.3.23). Кроме того, в процессе реализации алгоритма $УF_д$ измеряется скорость сближения истребителя с целью.

До описания функционирования конкретных алгоритмов сделаем ряд замечаний, которые необходимы для понимания последующего материала. После преобразователя ПНК все аналоговые величины преобразуются в двоичные коды, т.е. числа, записанные в двоичной системе счисления. Далее, как и в существующей технической документации, аналоговые параметры и их цифровые эквиваленты обозначаются одинаковыми символами. Исключение делается лишь для входных и выходных параметров БЦВМ (рис.3.23) с целью напоминания читателю о характере данных, которые обрабатываются в БЦВМ.

Все операции в БЦВМ осуществляются в дискретные промежутки времени, кратные периоду $T_{ТИ1}$ = I0,24 мс. В частности, алгоритм $УF_д$ реализуется с периодом $T_{ТИ2}$ = 20,48 мс, когда отсутствует сигнал подсвета цели для ракеты Р-27РI,и с периодом $T_{ТИ3}$ = 5I,2 мс при включении этого сигнала. В дальнейшем моменты получения и обработки данных будут обозначаться безразмерным временем $n$, определяющим номер такта, в котором производятся указанные выше операции. Безразмерное время $n$ записывается



2016




Р и с. 3.25.

| $n-1$ | | $n$ | | $n+1$ | |
|---|---|---|---|---|---|
| Измерение ← 10,24 мс → | Вычисление ← 10,24 мс → | Измерение | Вычисление | Измерение | Вычисление |
| $\Delta U_F = S(F_д - F_{дэ}[n-1])$ | $\Delta F[n-1]$<br>$F_д[n-1]$<br>$\dot{F}_д[n-1]$<br>$F_{дэ}[n]$ | $\Delta U_F = S(F_д - F_{дэ}[n])$ | $\Delta F[n]$<br>$F_д[n]$<br>$\dot{F}_д[n]$<br>$F_{дэ}[n+1]$ | $\Delta U_F = S(F_д - F_{дэ}[n+1])$ | $\Delta F[n+1]$<br>$F_д[n+1]$<br>$\dot{F}_д[n+1]$<br>$F_{дэ}[n+1]$ |

Р и с. 3.26.

либо в квадратных скобках в качестве аргумента соответствующего параметра, например $\Delta u_F[n]$, или указывается в индексе—$\Delta u_{Fn}$. Далее будет использоваться первый способ записи.

В процессе обработки сигналов по алгоритму $УF_д$ решаются три задачи:

-сглаживание (фильтрация) вновь измеряемых данных для уменьшения уровня флуктуационных погрешностей;

- вычисление экстраполированного (прогнозируемого) значения доплеровской частоты на следующий такт измерений;

- определение по вычисленному значению доплеровской частоты скорости сближения истребителя с целью.

Для решения первых двух задач используется цифровой $\alpha-\beta$ фильтр, который реализуется программным способом в БЦВМ. По своей структуре $\alpha-\beta$ - фильтры близки к линейным калмановским фильтрам, коэффициенты которых зафиксированы.

Алгоритм обработки в соответствии с процедурой $\alpha-\beta$ фильтра содержит следующие разностные уравнения:

$$\Delta F[n] = \Delta u_F[n]/S \; ; \qquad (3.58)$$

$$F_д[n] = F_{дэ}[n] + \alpha\Delta F[n]; \qquad (3.59)$$

$$\dot{F}_д[n] = \dot{F}_д[n-1] + (\beta/\Delta t)\Delta F[n]; \qquad (3.60)$$

$$F_{дэ}[n+1] = F_д[n] + \dot{F}_д[n]\Delta t. \qquad (3.61)$$

Уравнение (3.58) пересчитывает код сигнала рассогласования $\Delta u_F$ в код расстройки по частоте $\Delta F$, определяемой уравнением (3.56). Следует иметь в виду, что в уравнении (3.56) сравнивается доплеровская частота $F_д$, полученная в данном такте измерений, с эстраполированным значением $F_{дэ}$, вычисленным в предыдущем такте и хранящимся в оперативном запоминающем устройстве (ОЗУ) БЦВМ.

На рис.3.26 для наглядности представлены три такта обработки сигналов, пронумерованные числами $n-1, n$ и $n+1$. Каждый такт длительностью 20,48 мс состоит из двух циклов по 10,24 мс каждый. В конце цикла измерения определяется код $\Delta u_F[n]$ рассогласования, измеренного по указанному выше способу.

Образование нового значения доплеровской частоты в $n$-м такте обработки производится по уравнению (3.59), согласно

которому $F_д[n]$ получается за счет добавления с весовым коэффициентом $\alpha$ вновь полученных данных $(\Delta F[n])$ к уже вычисленному на предыдущем такте значению доплеровской частоты $(F_{дэ}[n])$. Код $F_{дэ}[n]$ до вычислений по формуле (3.59) хранится в ОЗУ БЦВМ.

Для определения скорости изменения доплеровской частоты $\dot{F}_д[n]$ к имеющемуся в ОЗУ БЦВМ значению $\dot{F}_д[n-1]$ добавляются новые данные с весовым коэффициентом $\beta/\Delta t$, где $\Delta t$ – период такта обработки, составляющий, как указывалось ранее, 20,48 мс или 51,2 мс.

Коэффициенты сглаживания, которые по традиции обозначаются буквами $\alpha$ и $\beta$ (что и дало название самим фильтрам подобного типа), определяют степень учета новых данных при формировании измеренных значений доплеровской частоты $F_д[n]$ и скорости ее изменения $\dot{F}_д[n]$. Чем меньше эти коэффициенты, тем лучше сглаживание флуктуационных погрешностей, т.е. уже полоса пропускания фильтра. Однако с уменьшением коэффициентов увеличиваются динамические ошибки. Обычно рассчитывают оптимальные значения коэффициентов $\alpha$ и $\beta$, обеспечивающие минимум суммарной (флуктуационной и динамической) ошибки. Зависимость характеристик фильтра всего лишь от двух коэффициентов позволяет легко менять его параметры при изменении внешних условий. Другими словами, $\alpha$-$\beta$ фильтры сравнительно просто поддаются адаптации к изменению внешних условий, что обусловило их широкое применение.

Заметим, что при переходе от цифровых к непрерывным фильтрам следящая система с $\alpha$-$\beta$ фильтром становится эквивалентной следящему измерителю с 2 интеграторами (с астатизмом 2-го порядка). Поэтому наряду с координатой, каковой в рассматриваемом случае является доплеровская частота, в такой системе оценивается скорость изменения доплеровской частоты. При пропадании сигнала цели эта скорость запоминается, и по ее значению вычисляется предполагаемая доплеровская частота. На основании $\dot{F}_д[n]$ может быть вычислено ускорение сближения, хотя в данном изделии оно не определяется.

Значение $\dot{F}_д[n]$ необходимо для работы следящей системы за частотой Доплера в режиме экстраполяции (прогнозирования). Для этого используется уравнение (3.61). Экстраполированное значение частоты Доплера $F_{дэ}[n+1]$, которое поступит на дискриминатор в следующем такте обработки, образуется путем добавления к вычисленной величине доплеровской частоты $F_д[n]$ предполагаемого изменения доплеровской частоты $\dot{F}_д[n]\Delta t$ за период обработки $\Delta t$.

Вычисление радиальной скорости в алгоритме $УF_д$ осуществляется по формуле

$$\dot{Д}_F[n] = \frac{-c F_д[n]}{2(f_0 + k_л \Delta f_л)} = \frac{-F_д[n]}{2f_0/c + k_л \Delta t_л/c}, \qquad (3.62)$$

где $c$ - скорость света; $f_0$ - значение несущей частоты; $k_л$ - номер литера; $\Delta f_л$ - приращение частоты при изменении литера на единицу.

Вторая форма алгоритма (3.62) более удобна для вычислений, т.к. величина $2f_0/c$ является константой, а переменными будут $F_д[n]$ и второе слагаемое знаменателя.

В алгоритме УБ РНП (управление блоками в режиме непрерывной пеленгации) (рис.3.23) выполняются следующие операции. Если доплеровская частота $F_д$, а следовательно, и ее прогнозируемое значение $F_{дэ}^{*}$ больше 0,833 кГц, то код $F_{дэ}$ выдается на управляемый гетеродин. При $F_д < 0{,}833$ кГц принимается решение на сопровождение одной из положительных гармоник доплеровской частоты, равной: $F_д^{*} = kF_п + F_д$, где $k$ - целое число, а $F_п$ - частота повторения импульсов. При этом экстраполированной частоте присваивается значение $F_{дэ}^{*} = kF_п + F_{дэ}$. Заметим, что подобное преобразование не изменяет частоты рассогласования, определяемой соотношением (3.56):

$$\Delta F = F_д^{*} - F_{дэ}^{*} = kF_п + F_д - kF_п - F_{дэ} = F_д - F_{дэ},$$

а следовательно, и все вычисления, выполняемые алгоритмом $УF_д$, однако точность вычислений повышается.

С выхода БЦВМ код $F_{дэ}$ через устройство связи с магистралью, расположенное в блоке 03, поступает на синтезатор опорных частот, содержащий управляемый гетеродин. Частота $f_{гу}$ управляемого гетеродина, определяемая формулой (3.53), формируется под воздействием кода $F_{дэ}^{*}$ из частот $f = 56$ МГц и $f = 50$ кГц, поступающих из блока 22 и блока II.

### Канал сопровождения цели по дальности и измерения дальности и скорости сближения

В построении автодальномеров РЛС с высокой и средней частотами повторения импульсов (ВЧП и СЧП) имеется ряд особенностей

по сравнению с традиционной схемой следящего дальномера РЛС с низкой частотой повторения импульсов (НЧП). Напомним, что в последнем дальномере производится слежение за принятым сигналом следящими селекторными импульсами (полустробами) путем изменения их задержки относительно импульса запуска передатчика (ИЗП) Особенности дальномеров при ВЧП и СЧП обусловлены неоднозначностью отсчета дальности, наличием "мертвых" зон приема, а также низкой импульсной мощностью излучаемых импульсов.

"Мертвые" зоны приема возникают при бланкировании (запирании) приемника на время излучения зондирующего импульса. Такое бланкирование происходит всякий раз, когда расстояние между истребителем и целью пропорционально периоду повторения импульсов. При ВЧП это происходит очень часто. Поэтому следящий дальномер должен быть построен так, чтобы селекторные импульсы всегда размещались в зоне "прозрачности", т.е. на фиксированном расстоянии относительно ИЗП. В подобной ситуации единственным способом изменения задержки селекторных импульсов является изменение периода повторения излучаемых импульсов.

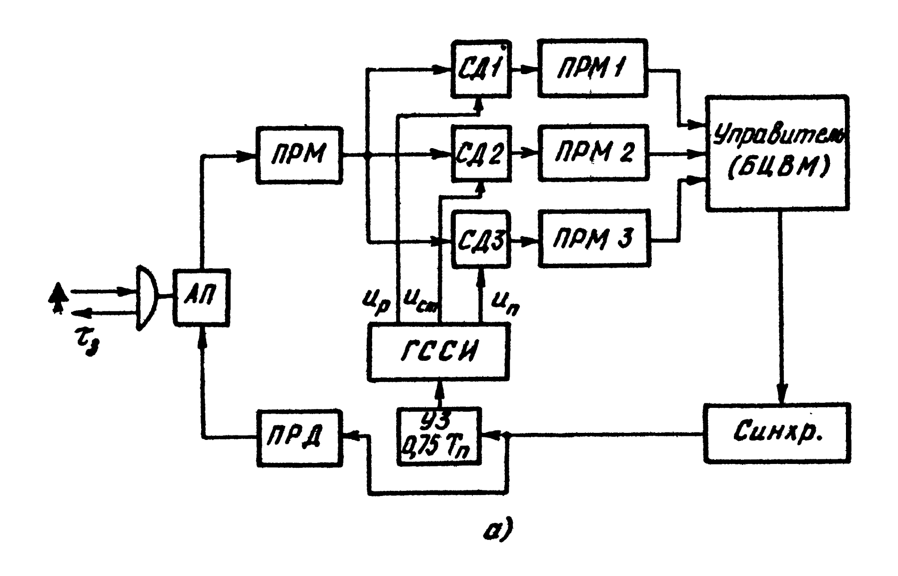
Вторая особенность - низкая импульсная мощность излучаемых сигналов, а также значительный уровень помеховых сигналов, вызванных отражениями от земной поверхности, - заставляет устанавливать временной дискриминатор дальномера за узкополосными фильтрами в схеме обработки сигнала, т.е. в том месте, где импульсный характер сигнала уже устранен. Для различения ранних и поздних импульсов совпадения приходится использовать многоканальную схему приема.

Для уяснения принципов построения автодальномера в БРЛС с ВЧП (СЧП) на рис.3.27,а приведена его упрощенная структурная схема совместно с сопрягаемыми устройствами. На рис.3.27,б изображены эпюры напряжений, иллюстрирующие работу схемы. Синхронизатор (Синхр.) вырабатывает импульсы запуска передатчика (ПРД) с периодом повторения $T_п$ (эпюра "а" на рис.3.27,б). Одновременно импульсы синхронизации после задержки на время 0,75 $T_п$ в устройстве задержки (УЗ) подаются на генератор строба и селекторных импульсов (ГССИ). Задержка в 0,75 $T_п$ гарантирует нахождение импульса строба (ИС на эпюре "б" рис.3.27,б) и селекторных импульсов (СИ на эпюре "в" рис.3.27,б) в зоне прозрачности.

Отраженные от цели импульсы с задержкой $\tau_з$ (ИЦ на эпюре "г" рис.3.27,б) усиливаются в приемнике и поступают на селекторы дальности (СДI, СД2, СД3). На вторые входы указанных



мб 2016


СД1
ПРМ 1
Управитель (БЦВМ)
ПРМ
СД2
ПРМ 2
СД3
ПРМ 3
АП
$\tau_з$
$u_р$
$u_{ст}$
$u_п$
ГССИ
УЗ 0,75 $T_п$
ПРД
Синхр.
а)
ИЗП
1
2
i-1
i
i+1
а)
$T_п$
t
ИС
б)
$u_{ст}$
0,75 $T_п$
t
СИ
в)
$u_р$
$u_п$
t
ИЦ
г)
1
2
$\tau_з$
t
б)

Р и с. 3.27.



м/с

селекторов приходят ранний селекторный импульс $u_р$, импульс строба $u_{стр}$ и поздний селекторный импульс $u_п$. Приемники ПРМ1, ПРМ2, ПРМ3 однотипны и содержат усилитель, узкополосный фильтр и детектор. На выходах ПРМ1 и ПРМ3 образуются напряжения постоянного тока, величины которых определяются степенью перекрытия отраженного импульса ранним и поздним селекторными импульсами. Если принятый сигнал расположен строго по оси симметрии селекторных импульсов, то эти напряжения будут равны между собой. Нарушение указанного условия вызывает неравенство напряжений на выходе ПРМ1 и ПРМ3. В дикриминаторе, который включен в состав управителя и реализован на БЦВМ, образуется разность этих напряжений, под действием которой, в конечном счете, изменяется период повторения $T_п$ импульсов запуска передатчика для устранения рассогласования.

Постоянное напряжение на выходе ПРМ2 характеризует степень перекрытия импульса цели с импульсом строба. Это напряжение используется для поддержания захвата цели в процессе ее автосопровождения.

Рассмотрение рис.3.27,б показывает, что при неизменном расстоянии между истребителем и целью ($\tau_з = const$) положение импульса цели № 1 относительно импульса запуска передатчика № 1 будет неизменным при любой частоте повторения импульсов. Однако изменение периода $T_п$ приведет к смещению селекторных импульсов относительно ИЦ. При изменении времени задержки $\tau_з$ селекторные импульсы за счет изменения $T_п$ будут следить за положением импульса цели.

Дальномерный канал РЛПК (рис.3.23) содержит четыре приемных тракта, которые начинаются с селекторов дальности СД1, СД2, СД3, СД4. Первые три селектора дальности получают сигналы с УПЧ28 первого канала ($I_к$), СД4 соединен с УПЧ28 компенсационного канала ($III_к$). На вторые входы селекторов дальности поступают селекторные импульсы, именуемые в техническом описании стробами СТР.Д1, СТР.Д2, СТР.Д3, СТР.Д4, СТР.Д$^{пел}$ и вырабатываемые в блоке расстановки стробов. Взаимное положение этих импульсов относительно импульса запуска передатчика (ИЗП) показано на рис.3.28. Назначение стробов СТР.Д1 и СТР.Д3 то же, что и рассмотренных ранее селекторных импульсов $u_р$ и $u_п$. Строб СТР.Д2 соответствует упомянутому выше импульсу строба ИС. Строб СТР.Д4 подается только при работе РЛПК в режиме компенсации. Если этот режим не включен, то четвертый приемный тракт не функционирует.

Обработка сигналов в каждом из четырех приемных трактов полностью идентична, поэтому рассмотрим работу одного первого тракта. За селектором дальности следует фильтр (ФI) с полосой пропускания I30 кГц, который пропускает сигналы всех возможных доплеровских частот. Далее установлен смеситель СМI, в котором взаимодействует доплеровская частота принимаемого сигнала с частотой управляемого гетеродина, что обеспечивает последующую узкополосную фильтрацию сигнала разностной частоты на фильтрах с постоянной частотой настройки.

Структурная схема приемника ДI соответствует схеме рис.3.24, если оттуда изъять дискриминатор (Дискр.) и к инвертору добавить накопитель в виде интегратора со схемой сброса. Напомним, что в приемнике (рис.3.24) происходит фильтрация сигнала в фильтре Ф с полосой пропускания $\Delta f$ = I,6 кГц, усиление в логарифмическом усилителе УПЧЛ и детектирование в детекторе Д, на выходе которого образуется напряжение постоянного тока. Накопитель предназначен для некогерентного накопления поступающего на его вход сигнала. Съем данных так же,как и в канале сопровождения по частоте Доплера, производится с периодом $T_{ТИ2}$ = 20,48 мс или $T_{ТИ3}$ = =5I,2 мс. Эпюра напряжения ДI на выходе дальномерного приемника (приемник ДI) показана на рис.3.25 (положительные напряжения).

Соотношение напряжений ДI и Д3 характеризует рассогласование между временным положением принимаемого импульса и осью симметрии стробов СТР.ДI и СТР.Д3. Величина Д2 определяет степень перекрытия импульса цели со стробом СТР.Д2, а напряжение Д4 отображает уровень шумов в компенсационном канале. Далее все четыре напряжения ДI, Д2, Д3 и Д4 поступают в преобразователь "напряжение - код" (блок 35), где они преобразуются в двоичные коды, которые подаются в БЦВМ.

Для обработки данных в дальномерном канале используются три алгоритма: ФПНЦД (формирование признака наличия цели в канале дальности), $\alpha\beta Д$ ($\alpha-\beta$ фильтр для канала дальности), УБ РНП (управление блоками в режиме непрерывной пеленгации цели). Алгоритм ФПНЦД выполняет роль автомата захвата, который устанавливался в аналоговых БРЛС. С его помощью замыкается канал сопровождения цели по дальности и поддерживается это состояние, если принимаемый сигнал превышает заранее установленный порог. Структура алгоритма $\alpha\beta Д$ во многом схожа с алгоритмом $УF_д$, рассмотренным при описании канала сопровождения по доплеровской частоте (скорости). Назначение алгоритма УБ РНК состоит в формировании



2016

кодов управления блоком расстановки кодов на основе полученных от алгоритмов $\alpha\beta Д$ данных о прогнозируемой дальности до цели.

Рассмотрим функционирование перечисленных алгоритмов подробнее. Особенность кодов Д1, Д2, Д3, Д4 состоит в том, что они получены из напряжений, прошедших через логарифмические усилители приемников Д1, Д2, Д3, Д4. Усилитель с логарифмической характеристикой производит "сминание" амплитуды сигнала, поэтому первой операцией, которая выполняется в алгоритме ФПНЦД, является операция вычисления антилогарифма (потенцирования). В результате ее получаются коды

$$A1 = 10^{A1}, \quad A2 = 10^{A2}, \quad A3 = 10^{A3}, \quad A4 = 10^{A4}.$$

Далее осуществляется операция захвата цели по алгоритму

$$\max \left\{ A1[n],\ A2[n],\ A3[n] \right\} > A_{пор}. \qquad (3.63)$$

Эта запись означает, что если в $n$-м такте обработки максимальное значение любого из кодов, заключенных в фигурных скобках, превысит порог $A_{пор}$, то вырабатывается признак наличия цели в дальномерных каналах (ПНЦД). По этому признаку замыкаются каналы автосопровождения цели по дальности.

При включении компенсационного канала алгоритм (3.63) видоизменяется:

$$\max \left\{ A1[n] - A4[n],\ A2[n] - A4[n],\ A3[n] - A4[n] \right\} > A_{пор}. \qquad (3.64)$$

Здесь с порогом сравнивается разность сигналов (выраженных в кодах) дальномерных и компенсационного каналов.

Алгоритм $\alpha\beta Д$ описывается следующей системой разностных уравнений:

$$\Delta Д[n] = \frac{A3[n] - A1[n]}{A3[n] + A1[n]} \cdot \tau^{i}_{эл}[n] \frac{c}{2}; \qquad (3.65)$$

$$Д[n] = Д_э[n] + \alpha \Delta Д[n]; \qquad (3.66)$$

$$\dot{Д}[n] = \dot{Д}[n-1] + (\beta/\Delta t)\Delta Д[n]; \qquad (3.67)$$

$$Д_э[n+1]=Д[n] + \dot{Д}[n]\Delta t, \qquad (3.68)$$

где $n$ - номер такта обработки сигналов;. $\Delta Д[n]$ - ошибка экстраполяции; $\tau^i_{эл}[n]$ - длительность строба; $c$ - скорость света; $Д[n]$ - сглаженное значение дальности; $\dot{Д}[n]$ - сглаженное значение скорости; $\alpha, \beta$ - коэффициенты сглаживания, равные $\alpha = 0,5$, $\beta = 0,02$; $\Delta t$ - период такта обработки, составляющий 20,48 мс или 5I,2 мс.

Если признак цели в дальномерных каналах (ПНЦД) отсутствует, то в уравнениях (3.65) - (3.68) полагается $\Delta Д = 0$ и вычисление $\dot{Д}[n]$ и $Д_э[n+1]$ производится по запомненным данным. Отсутствие ПНЦД в течение 3 с приводит к переходу БРЛС в режим ОБЗОР.

Соотношение (3.65) описывает программное выполнение временного дискриминатора. Три последующих уравнения обеспечивают сглаживание данных, вычисление скорости сближения и экстраполированного значения дальности до цели. Смысл выполняемых в них операций подробно изложен в предыдущем пункте настоящего пособия. Отметим только, что коэффициенты сглаживания $\alpha$ и $\beta$ имеют различное значение для алгоритмов сопровождения по доплеровской частоте (3.59), (3.60) и дальности (3.66), (3.67).

Коды измеренной дальности $Д[n]$ и скорости сближения $\dot{Д}[n]$ выводятся в алгоритмы боевого применения, где они обозначаются как код $Д_{рл}$ и код $\dot{Д}_{рл}$.

Экстраполированное значение дальности $Д_э$ используется для изменения периода повторения импульсов запуска передатчика ($T_{изл}$). Необходимость такого изменения периода повторения в процессе сопровождения цели по дальности пояснялась в начале данного пункта пособия. В памяти БЦВМ заложены 20 возможных значений $T_п$. В алгоритме $\alpha\beta Д$ по полученному коду $Д_э$ выбирается такая величина $T_п$, которая обеспечивает минимальное рассогласование $\Delta Д[n]$.

Код $T_п$ поступает в алгоритм УБ РНП. Там на основании этого кода формируются следующие параметры:

$T_{изл}$ - код периода повторения импульсов запуска передатчика;

$\tau_{изл}$ - код длительности импульса запуска передатчика;

$\tau^{i}_{эл}$ – код длительности $i$-го строба;

$\tau^{0}_{эл}$ – код длительности нулевого строба;

$\tau^{пел}_{эл}$ – код длительности пеленгационного строба;

$\Delta\tau^{i}_{зад}$ – код длительности задержки $Д(i+1)$ строба относительно $Дi$ строба;

$\tau^{1}_{зад}$ – код задержки первого строба;

$\tau^{пел}_{зад}$ – код задержки пеленгационного строба.

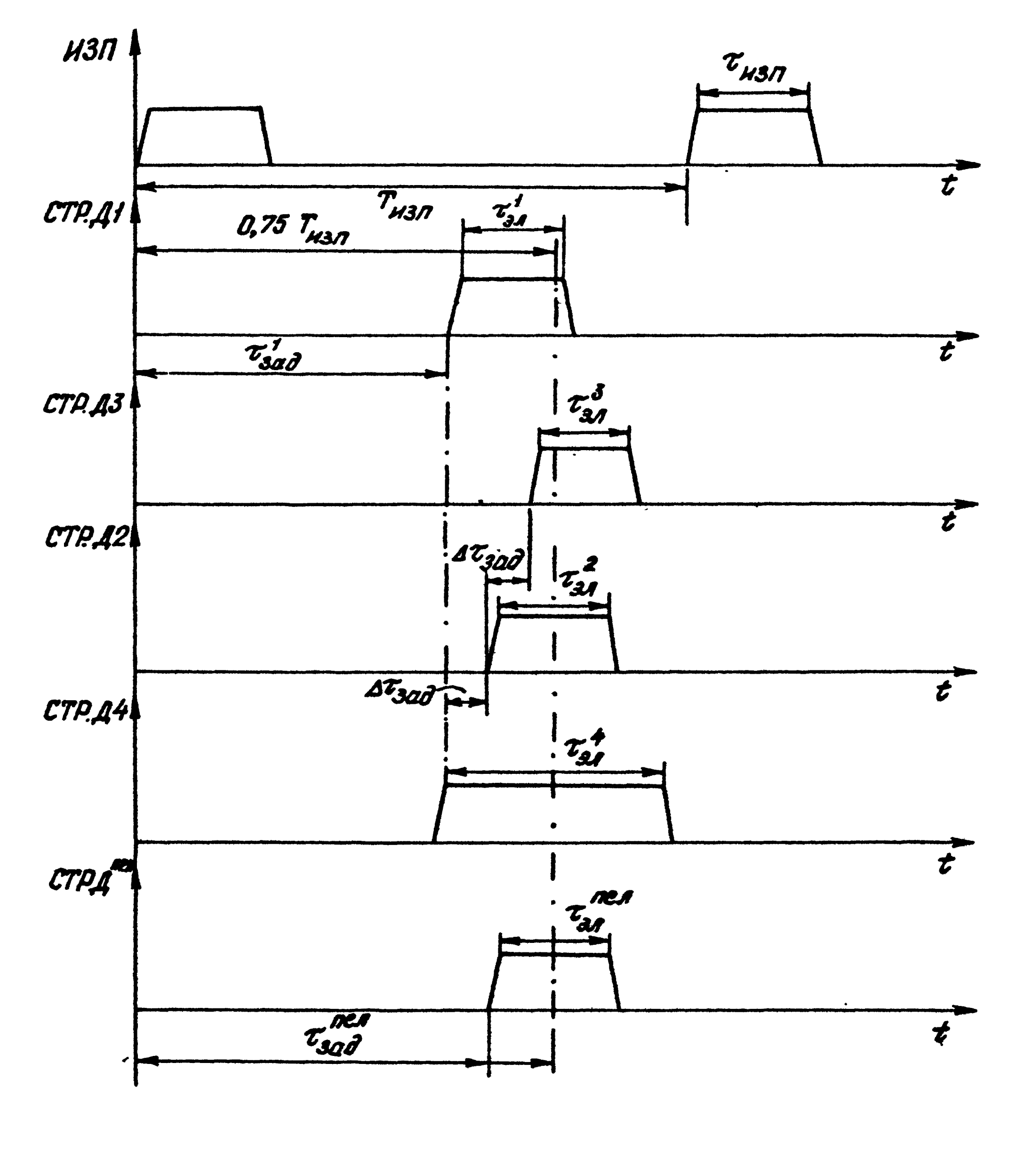
Коды $T_{изл}$ и $\tau_{изл}$ поступают в синхронизатор (бл.II), где формируются импульсы запуска передатчика, которые затем подаются в блок 2 на запуск передатчика (ПРД). Для формирования указанных импульсов на синхронизатор воздействует сигнал с частотой $f$ = 56 МГц, приходящий из блока 22.

Остальные коды выдаются из БЦВМ в блок расстановки стробов, где они преобразуются в соответствующие длительности стробов и их задержки относительно импульса запуска передатчика. Заметим, что блок расстановки стробов эквивалентен устройству задержки (УЗ) на рис.3.27,а. Для указанных преобразований в блок расстановки стробов поступает напряжение $f$ = 14 МГц из блока синхронизации (блок II). Из этого же блока приходят импульсы запуска передатчика, передний фронт которых служит началом отсчета задержек и длительностей стробов (рис.3.28).

## Канал сопровождения цели по углам и измерения угловых координат и угловой скорости линии визирования

Канал углового сопровождения предназначен для автоматического захвата и непрерывного сопровождения одной цели по угловым координатам. В процессе сопровождения измеряются углы пеленга цели в горизонтальной $\varphi_{гл}$ и вертикальной $\varphi_{вл}$ плоскостях, составляющие угловой скорости линии визирования в тех же плоскостях, а также угол поворота антенны по крену $\gamma_{a}$ и угловая скорость $\omega_{xл}$ в канале крена. Указанные параметры передаются в алгоритмы боевого применения, реализуемые БЦВМ.

На построении структурной схемы угломерного устройства сказываются особенности, связанные с необходимостью измерения угловой скорости линии визирования. Коротко остановимся на них.



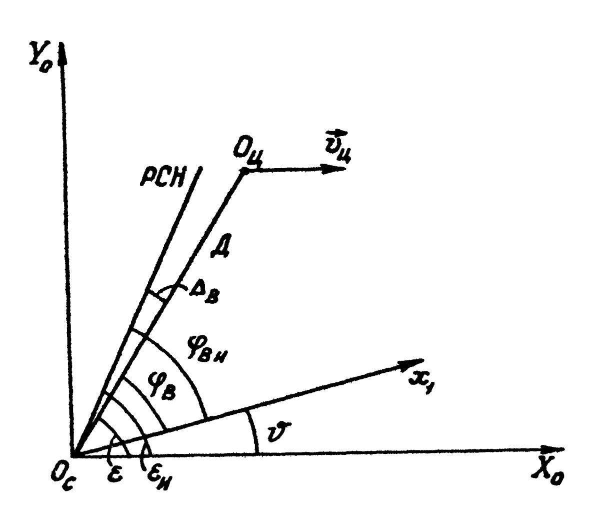

Р и с. 3.28.

11.Изд. № 7906



н/с

Рассмотрим геометрические соотношения, характеризующие процесс измерения угловых координат в вертикальной плоскости (рис.3.29)




Р и с. 3.29.

Начало подвижной невращающейся системы координат $O_c Y_0 X_0$ расположено в центре масс самолета. Положение цели $O_ц$ в данной системе координат задается дальностью $Д$ и углом линии визирования $\varepsilon$. Ось $O_c X_1$ определяет положение строительной оси самолета. Буквами $\varphi_в$ и $\vartheta$ обозначены угол пеленга цели в вертикальной плоскости (угол места) и угол тангажа. Оптическая ось антенны БРЛС характеризуется равносигнальным направлением (РСН), а угол $\Delta_в$ определяет рассогласование, обусловленное неточным сопровождением цели по угловым координатам. Измеренное значение $\varphi_{ви}$ угла пеленга цели $\varphi_в$ снимается с датчиков, определяющих угловое положение антенны относительно строительной оси самолета.

Производную $\dot{\varphi}_{ви}$ этого угла нельзя непосредственно использовать в качестве угловой скорости линии визирования. Действительно,

$$\dot{\varphi}_{ви} = \dot{\varepsilon}_{ви} + \dot{\vartheta}. \qquad (3.69)$$

Алгоритмы боевого применения требуют знания угловой скорости линии визирования $\omega_{ви} = \dot{\varepsilon}_{ви}$, вызванной взаимным поступательным перемещением истребителя и цели. В процессе полета самолета угол $\vartheta$ изменяется хаотически в довольно широком диапазоне частот. Это дает основание называть второе слагаемое в (3.69) шумами рыскания, сопровождающими измерение угловой скорости $\dot{\varphi}_{ви}$ и существенно снижающими точность определения $\dot{\varepsilon}_{и}$. В качестве мер борьбы с шумами рыскания применяются различные гироскопические системы стабилизации. В РЛПК в контуре стабилизации используются данные от самолетных гироскопических датчиков угла тангажа и курса (информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК-80-4). Измеренное значение $\vartheta_{и}$ угла $\vartheta$ дифференцируется и вводится в качестве компенсационного сигнала для шумов рыскания. При измерении угловой скорости линии визирования в горизонтальной плоскости с той же целью в угломерное устройство вводится угол курса. Дифференцирование измеренных значений указанных углов, а также компенсация шумов рыскания обеспечиваются соответствующими алгоритмами БЦВМ.

Помимо измерения угловой скорости линии визирования, необходимо обеспечить ее запоминание при пропадании сигналов цели, что позволит в этих условиях сопровождать цель по углам, используя запомненные данные. Такое запоминание стало возможным за счет построения контура автосопровождения по углам с астатизмом второго порядка (с двумя интеграторами). Роль одного из интеграторов выполняет двигатель привода антенны, а второй интегратор реализован программно в БЦВМ.

Две указанные выше особенности построения угломерного устройства явились наиболее важными причинами включения БЦВМ в контур углового сопровождения.

Упрощенная структурная схема канала сопровождения по углам представлена на рис.3.23. Канал состоит из трех основных частей: пеленгационного устройства, на выходе которого формируются коды, пропорциональные углу рассогласования $\Delta_{в}$ (рис.3.29) в вертикальной и $\Delta_{г}$-горизонтальной плоскостях; управителя, реализованного программным способом на БЦВМ; усилителей мощности и двигателей привода антенны.

В данном угломерном устройстве используется моноимпульсный способ пеленгации с модуляционным уплотнением канала. Антенна двухзеркального типа совместно с облучателем обеспечивает формирование суммарного $E_{\Sigma}$ и двух разностных сигналов

11*

$E_{\Delta B}$ и $E_{\Delta\Gamma}$. Заметим, что здесь символы $E_\Sigma$, $E_{\Delta B}$ и $E_{\Delta\Gamma}$ характеризуют напряженность электромагнитного поля в волноводах. При точной установке РСН на направление цели $E_{\Delta B}=0$, $E_{\Delta\Gamma}=0$. Модуляционное уплотнение вводится для уменьшения числа пеленгационных каналов усиления до двух и, главное, для снижения требований к идентичности характеристик каналов приема. Помимо этого снижается влияние дрейфов выходных напряжений на точность измерения угловых координат.

Модулятор-сумматор образует сигнал

$$E_\Delta \sin \omega_0 t = (E_{\Delta\Gamma} \sin \Omega_c t + E_{\Delta B} \cos \Omega_c t) \sin \omega_0 t, \qquad (3.70)$$

где $\omega_0 = 2\pi f_0$; $f_0$ - несущая частота принимаемого сигнала (без учета доплеровского сдвига частоты); $\Omega_c = 2\pi F_c$; $F_c$ - частота сканирования.

Сигнал частоты сканирования подается в модулятор из синхронизатора (блок II). Коммутатор обзор - сопровождение (КОС) в режиме автосопровождения выполняет роль коммутатора плоскостей и на своих выходных образует сигналы

$$\left.\begin{aligned} E_{IK} \sin \omega_0 t &= 0{,}5(E_\Sigma + E_\Delta) \sin \omega_0 t; \\ E_{IIK} \sin \omega_0 t &= 0{,}5(E_\Sigma - E_\Delta) \sin \omega_0 t. \end{aligned}\right\} \qquad (3.71)$$

При записи выражения (3.71) принималась такая сторона отклонения цели от РСН, что начальные фазы высокочастотных колебаний в суммарном и разностных каналах равны нулю. Поскольку в последующем в каналах $I_K$ и $II_K$ усиливаются совместно суммарный и разностный сигналы, требования к идентичности характеристик каналов усиления существенно снижаются.

После преобразований и усиления сигналов в высокочастотном приемнике (в.ч.ПРМ) и УПЧ28 они подаются на селекторы дальности СД5 и СД6. Открываются эти селекторы стробом СТР.$Д^{пел}$ только в момент прихода отраженного сигнала от сопровождаемой цели. Фильтрация сигналов в фильтрах Ф5 и Ф6 и преобразование их в смесителях СМ5 и СМ6 осуществляется так же, как это описано в предыдущих пунктах настоящего параграфа. Структурные схемы

угломерных приемников Пр-к УI и Пр-к У2 полностью идентичны и показаны на рис.3.24. В приемниках осуществляется узкополосная фильтрация, усиление с помощью логарифмических УПЧ и детектирование сигналов. Как будет показано далее, благодаря применению логарифмических усилителей выполняется нормировка сигналов.

Напряжения УI и У2 на выходах приемников для малых углов рассогласования можно представить в виде

$$y1 = k\lg\left[k_1(u_\Sigma + u_{\Delta\Gamma}\sin\Omega_c t + u_{\Delta B}\cos\Omega_c t)\right] \simeq \simeq k\lg\left[k_1 u_\Sigma(1 + k_m\Delta_\Gamma \sin\Omega_c t + k_m\Delta_B\cos\Omega_c t)\right]; \quad (3.72)$$

$$y2 = k\lg\left[k_1(u_\Sigma - u_{\Delta\Gamma}\sin\Omega_c t - u_{\Delta B}\cos\Omega_c t)\right] \simeq \simeq k\lg\left[k_1 u_\Sigma(1 - k_m\Delta_\Gamma\sin\Omega_c t - k_m\Delta_B\cos\Omega_c t)\right], \quad (3.73)$$

где $k, k_1, k_m$ - коэффициенты пропорциональности.

Дальнейшая обработка сигналов рассогласования происходит в синхронизаторе (блок II). В преобразователе входных сигналов образуется разность

$$y_{пр} = y1 - y2 = k\lg\frac{1 + k_m\Delta_\Gamma\sin\Omega_c t + k_m\Delta_B\cos\Omega_c t}{1 - k_m\Delta_\Gamma\sin\Omega_c t - k_m\Delta_B\cos\Omega_c t}. \quad (3.74)$$

Для упрощения записи дальнейших преобразований введем обозначение

$$\Delta_p = (k_m\Delta_\Gamma\sin\Omega_c t + k_m\Delta_B\cos\Omega_c t) \ll 1. \quad (3.75)$$

Тогда

$$y_{пр} = k\lg\frac{1+\Delta_p}{1-\Delta_p} \simeq k\lg(1+\Delta_p)^2 \simeq 0{,}8k\Delta_p . \quad (3.76)$$

Здесь использовано правило приближенного вычисления $\frac{1}{1-\Delta_p} \simeq 1+\Delta_p$ и разложение логарифма в ряд с сохранением лишь первого члена ряда: $\lg(1+\Delta_p) = \lg e \ln(1+\Delta_p) \simeq 0{,}4(\Delta_p - \frac{\Delta_p^2}{2} + \ldots)$,

где $e$ - основание натурального логарифма.
Следовательно,

$$U_{пр} = 0,8 k k_m (\Delta_Г \sin \Omega_c t + \Delta_В \cos \Omega_c t) = \\ = 0,8 k k_m \Delta \sin(\Omega_c t + \varphi_c), \quad (3.77)$$

где

$$\Delta = \sqrt{\Delta_Г^2 + \Delta_В^2}; \quad \varphi_c = arctg \frac{\Delta_В}{\Delta_Г}.$$

Из выражения (3.77) следует, что сигнал рассогласования представляет собой синусоидальное напряжение, амплитуда которого зависит от величины углового рассогласования, а фаза, отсчитываемая от некоторого опорного значения, указывает сторону отклонения. Независимость $U_{пр}$ от амплитуды принимаемого сигнала $E_Σ$ является результатом применения логарифмической нормировки сигнала.

Синусоидальное напряжение $U_{пр}$ подается далее в преобразователь ПНК, на выходе которого оно преобразуется в двоичные коды. Устройство разделения сигнала ошибки по каналам $\Delta_Г$ и $\Delta_В$, на которое поступают эти двоичные коды, представляет собой цифровой фазовый детектор. На вторые входы его подается опорный сигнал с формирователя опорного напряжения. Этот формирователь запускается импульсами синхронизатора 3, которые также используются для формирователя напряжения, поступающего на модулятор.

На выходе цифрового фазового детектора образуются две кодовых последовательности, которые отображают сигналы рассогласования в горизонтальной (азимутальной) $\Delta_Г$ и вертикальной (угломестной) $\Delta_В$ плоскостях. Эти коды подаются в БЦВМ через устройство связи с магистралью.

Аналоговые эквиваленты $u_{\Delta Г}$ и $u_{\Delta В}$ указанных кодов выражаются формулами

$$\left.\begin{aligned} u_{\Delta Г} &= k_\Delta \Delta \cos \varphi_c; \\ u_{\Delta В} &= k_\Delta \Delta \sin \varphi_c \end{aligned}\right\}, \quad (3.78)$$

где $k_\Delta$ - коэффициент пропорциональности.

Обработка данных канала углового сопровождения в БЦВМ осуществляется по алгоритмам УС (угловое сопровождение). Для функ-

ционирования алгоритмов УС на них помимо кодов $\Delta_Г$, $\Delta_В$ должны подаваться коды, характеризующие углы тангажа $\vartheta$, курса $\psi$ (рыскания) и крена $\gamma$ самолета, и коды измеренных углов пеленга $\varphi_{ГИ}$, $\varphi_{ВИ}$. Последние используются при замыкании петли обратной связи контура стабилизации, предназначенного для ослабления действия шумов рыскания.

Измеренные углы пеленга $\varphi_{ГИ}$, $\varphi_{ВИ}$, а также угол $\gamma_{аи}$ поворота антенны относительно оси крена вырабатывается датчиками ППФЭ (первичные преобразователи фотоэлектрические). Эти датчики связаны с осями антенны. В процессе сопровождения цели по углам подвижное зеркало антенны перемещается, устанавливая равносигнальное направление на цель. За измеренные угловые координаты цели принимается положение подвижного зеркала антенны. На выходе датчиков ППФЭ образуются двоичные коды, в которых закодированы величины углов. Через преобразователи кодов и устройство связи с магистралью, расположенное в синхронизаторе (блок II), они подаются в БЦВМ.

В основе программы функционирования той части канала углового сопровождения, которая реализована на БЦВМ, лежит алгоритм УС (угловое сопровождение), состоящий из трех частных алгоритмов УСI, УС2 и УС3.

Алгоритм УСI является основным в контуре слежения за целью. В нем обрабатываются коды $\Delta_Г$, $\Delta_В$ сигналов рассогласования. При этом формируется необходимое усиление (добротность) контура и решается уравнение интегрирующего звена с корректирующей цепью, которое обеспечивает память системы углового сопровождения при пропадании сигнала цели до 4 с. Коэффициент усиления контура (добротность) может регулироваться потенциометрами $\Delta_Г$, $\Delta_В$ в блоке II. Счет по алгоритму УСI идет с темпом обновления данных, т.е. с тактами 20,48 мс и 51,2 мс в зависимости от режима работы РЛПК. В этом отношении алгоритм УСI полностью идентичен рассмотренным ранее алгоритмам сопровождения по доплеровской частоте и дальности.

В алгоритме УС2 дифференцируются углы курса $\psi$, тангажа $\vartheta$ и крена $\gamma$, которые характеризуют вращение самолета относительно центра масс. Далее полученные производные пересчитываются в антенную (лучевую) систему координат для формирования сигналов компенсации шумов рыскания и эволюций самолета. Счет в алгоритме УС2 осуществляется с периодом 20,48 мс.

Алгоритм УС3 состоит из двух частей УС3/I и УС3/2. В первой

из них выполняется операция дифференцирования измеренных углов пеленга $\varphi_{ГИ}$, $\varphi_{ВИ}$, поступающих от датчиков ППФЭ. Производные этих углов обеспечивают формирование контура стабилизации, который способствует качественному измерению проекции угловой скорости линии визирования в антенной (лучевой) системе координат. Коды указанных проекций, обозначенные как коды $\omega^{ф}_{ГЛ}$, $\omega^{ф}_{ВЛ}$, $\omega^{ф}_{xЛ}$, являются выходными параметрами алгоритма УС для алгоритмов боевого применения. Надстрочный индекс "Ф" означает, что данные об угловых скоростях отфильтрованы. Наряду с угловыми скоростями в боевые алгоритмы поступают коды углов пеленга цели, которые в технической документации обозначаются как коды $\varphi_{ГЛ}$, $\varphi_{ВЛ}$, и код угла поворота антенны $\gamma_a$ относительно корпуса самолета.

Кроме того, в алгоритме УСЗ/I формируются коды $\delta\varphi_Г$ и $\delta\varphi_В$ сигналов управления приводами антенны в процессе автосопровождения. Алгоритм УСЗ/2 формирует код $\delta\gamma$ сигнала управления антенной по крену. Счет в алгоритме УСЗ идет с периодом I0,24 мс.

Коды $\delta\varphi_Г$, $\delta\varphi_В$, $\delta\gamma$ подаются в программу ПВВ (программа ввода-вывода) и после вывода из БЦВМ поступают в блок 35 на устройство преобразования "код - напряжение" (ПНК). Аналоговые значения $\delta\varphi_Г$, $\delta\varphi_В$ и $\delta\gamma$ проходят транзитом через блок II и поступают на усилители мощности привода антенны (Ус.М), расположенные в блоке 0I и далее на электродвигатели (Эл.дв.), которые через редукторы соединены с осями азимута, угла места и крена антенной системы. Электродвигатели охвачены отрицательными обратными связями через тахогенераторы (ТГ). Введение таких отрицательных обратных связей снижает инерционность привода.

В заключение приведем некоторые технические характеристики канала углового сопровождения РЛПК. В режиме захвата контур автосопровождения имеет астатизм первого порядка (один интегратор или структуру I/р). Это позволяет сократить время переходного процесса при захвате цели и перехода к непрерывному сопровождению. После выдачи команды Н.ПЕЛ. × $П_{дост\,\dot{\varphi}}$ (непрерывная пеленгация и признак достоверного измерения угловой скорости линии визирования) в контур вводится второй интегратор (структура I/р$^2$). Практически это происходит приблизительно через I с после прихода команды Н.ПЕЛ.

Коэффициент усиления (добротность) канала сопровождения по углам:

- в структуре I/р - 5,I I/с;
- в структуре I/р$^2$ - в зависимости от дальности 4,5-I7,5 I/с$^2$.

Ширина полосы пропускания канала на уровне I,0:

- в структуре I/p - I Гц;
- в структуре $I/p^2$ - 0,4 - I,0 Гц.

Коэффициент усиления (добротность) контура отработки колебаний самолета - 25. Максимальные скорости, развиваемые приводами антенного блока: по азимуту 242°/с, по углу места I25°/с, по крену I00°/с. Погрешность измерения угловой скорости линии визирования $\delta\omega \leq 0{,}7^{\circ}$/с. Погрешность измерения углов положения луча: флуктуационная составляющая ошибки $\delta\varphi \leq$ I0′, систематическая составляющая ошибки $\delta\varphi \leq$ 50′.

## 3.4. Алгоритмы обработки информации в РЛПК-29Э при решении боевых задач

### 3.4.I.Состав программного модуля боевого применения БЦВМ Н0I9

В соответствии с модульно-иерархической структурой функционального МО, реализованной в БЦВМ Н0I9, алгоритмы решения боевых задач комплексом РЛПК объединены в модуль боевого применения БП [II]. Управление модулем БП осуществляется локальными диспетчерами ЛД20 и ЛДI0 с частотой обращения ( счета ( $F_{сч}$ )) соответственно $F_{сч}$ =20 Гц и $F_{сч}$ = I0 Гц, а также локальным диспетчером ЛД2 с $F_{сч}$ = 2 Гц (для алгоритма формирования признаков оружия), получившим название управляющего алгоритма модуля БП (УБП). Алгоритм УБП определяет требуемую последовательность выполнения входящих в состав модуля БП алгоритмов, задает начальные значения используемых в алгоритмах счетчиков, формируемых признаков, команд и вычисляемых плавных (непрерывных) сигналов. Кроме алгоритма УПБ, в состав модуля БП входят алгортмы (рис.3.3I):

- формирования команды АТАКА (А);
- выбора информационного источника для модуля БП (ВИБП);
- формирования команды схода ракет (ФСХ);
- формирование признака оружия (ПО);
- ручного управления истребителем (РУИ);
- расчета зон разрешенных пусков ракет (ЗРП);
- формирования команды ПОДГОТОВКА (РКП);

- формирования разовых команд на ракеты (РКР);
- определения параметров движения цели (ОПДЦ);
- целеуказания головкам ТГС (ЦУТГС);
- режима радиокоррекции для ракет с РГС (РКор);
- целеуказания головкам РГС (РК);
- расчета сигналов радиокоррекции (РК-I);
- передачи разовых команд (ПРК);
- имитации модуля БП (ИМБП).

Алгоритмы модуля БП, за исключением алгоритмов ПО и РКП, включаются в работу в режиме РНП ($П_{рнп}$ = I); алгоритмы РКП и ПО – по наличию сигнала о включении БРЛС на излучение ($С_{изл}$=I) Алгортмв, использующие информацию алгоритма ОПЦД, включаются через 2 с после формирования команды АТАКА для исключения влияния переходных процессов, имеющих место в данном алгоритме.

Алгоритм формирования команды АТАКА предназначен для формирования команд АТАКА (А) и АТАКА + $\tau$ (А + $\tau$), где $\tau$ =2 с. По команде А начинают работу алгоритмы ОПДЦ и ВИБП (рис.3.3I). Команда А формируется при наличии признаков достоверности сопровождения цели БРЛС по углам ($П_{дост \varphi}$ = I) и по дальности ($П_{дост Д}$ =I).

Команда А + $\tau$ ($С_А$ + $\tau$) формируется через 2 с после команды А ($С_А$). По команде А+$\tau$ осуществляется подключение алгоритмов ЗРП, РКР, ФСХ, РУИ, РКор к выходу алгоритма ОПДЦ. Кроме команд А и А+$\tau$ алгоритм А формирует признак отсутствия сопровождения цели БРЛС по дальности и скорости сближения ($П_{дост Д/\dot{Д}}$) при $П_{дост \varphi}$ =0 или при $П_{дост \varphi}$ = I и $П_{дост Д}$ =0. Частота счета алгоритма А равна $F_{сч}$ = I0 Гц.

Алгоритм ВИБП определяет интегральную полусферу атакуемой цели (ППС или ЗПС) формирует признаки $П_{ппс}$ или $П_{зпс}$)). При наличии информации о $Д_{рл}$ и $\dot{Д}_{рл}$, поступающей с БРЛС, после прохождения команды А + $\tau$ интегральная полусфера находится по знаку проекции скорости цели $v_{цx}$ на ось $OX_a$ антенной системы координат (рис.3.32): $П_{ппс}$ при $v_{цx} < 0$ и $П_{зпс}$ при $v_{цx} > 0$. До прохождения команды А + $\tau$ либо при отсутствии информации о $Д_{рл}$ и $\dot{Д}_{рл}$ в качестве интегральной используется полусфера, задаваемая летчиком вручную.

Превышение цели над истребителем $\Delta H_ц$ и высота полета цели $H_ц$ в алгоритме ВИБП вычисляются по формулам

$$\Delta H_{ц} = Д \cos \varphi_{гл} \sin \lambda_{в};$$
$$H_{ц} = H + \Delta H_{ц};$$
$$\lambda_{в} = \varphi_{вл} + \vartheta + \mu_{a} \cos \gamma,$$

где $\vartheta$ и $\gamma$ - углы тангажа и крена; $\varphi_{вл}$ и $\varphi_{гл}$ - углы визирования цели БРЛС; $\mu_a$ = -6,5° - установочный угол антенны; $H$ - высота полета истребителя; $V_и$ - скорость истребителя; $\lambda_в$ - угол между линией визирования цели и горизонтальной плоскостью.

Частота счета алгоритма ВИБП составляет $F_{сч}$ = 20 Гц; начало счета - с появлением признака режима РНП ($П_{рнп}$ =I).

Обработка информации, поступающей из системы СУО-29М, которая необходима для формирования признаков выбранного оружия и схода ракет, производится в алгоритмах ФСХ и ПО.

Алгоритм ФСХ предназначен для формирования признака схода первой и второй ракеты с РГС в порядке их схода $П_{сх}(j), j=1,2$ ; признака схода ракеты с РГС с определенной подвески $П_{сх}(K)$, К = I,2; признака стробирования $П_{стр}$ ,время существования которого определяет интервал времени работы передатчика БРЛС в режиме подсвета цели. Признаки $П_{сх}(j)$ и $П_{сх}(K)$ используются в алгоритме РКР для формирования команд после схода ракет с РГС. Признак $П_{стр}$ формируется в соответствии со следующей логикой: после схода ракеты до конца подсвета, т.е. до момента выдачи команды КОНЕЦ ПОДСВЕТА $П_{к\ подсв}(j)$ , признак $П_{стр}$ = I. Команда $П_{к\ подсв}$ формируется в алгоритме РКР. Частота счета алгоритма ФСХ $F_{сч}$ =20 Гц.

Алгоритм ПО служит для формирования признаков выбранного летчиком к применению оружия. Необходимая для этого информация поступает в БЦВМ Н019 из системы СУО-29М в виде 32-разрядного слова для каждой из шести подвесок, причем номер подвески соответствует номеру слова. В алгоритме ПО используется следующая входная информация: РК НАЛИЧИЕ ОРУЖИЯ НА ПОДВЕСКЕ $C_{налич}(j)$ ; РК ВЫБОР ПОДВЕСКИ $C_{выбор}(j)$ ; РК ИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ $C_{испр.сист}(j)$ (исправность системы СУО-29М); РК ВНЕШНЕЕ, поступающая от переключателя ВНЕШНИЙ-ВНУТРЕННИЙ, установленного на ручке РУД; признаки $П_{A+\tau}$ и $C_{изд}(j)$ (признак изделия), $j = \overline{1,6}$. В случае, когда сигнал ВНЕШНИЕ равен I, первыми сходят ракеты с внешних

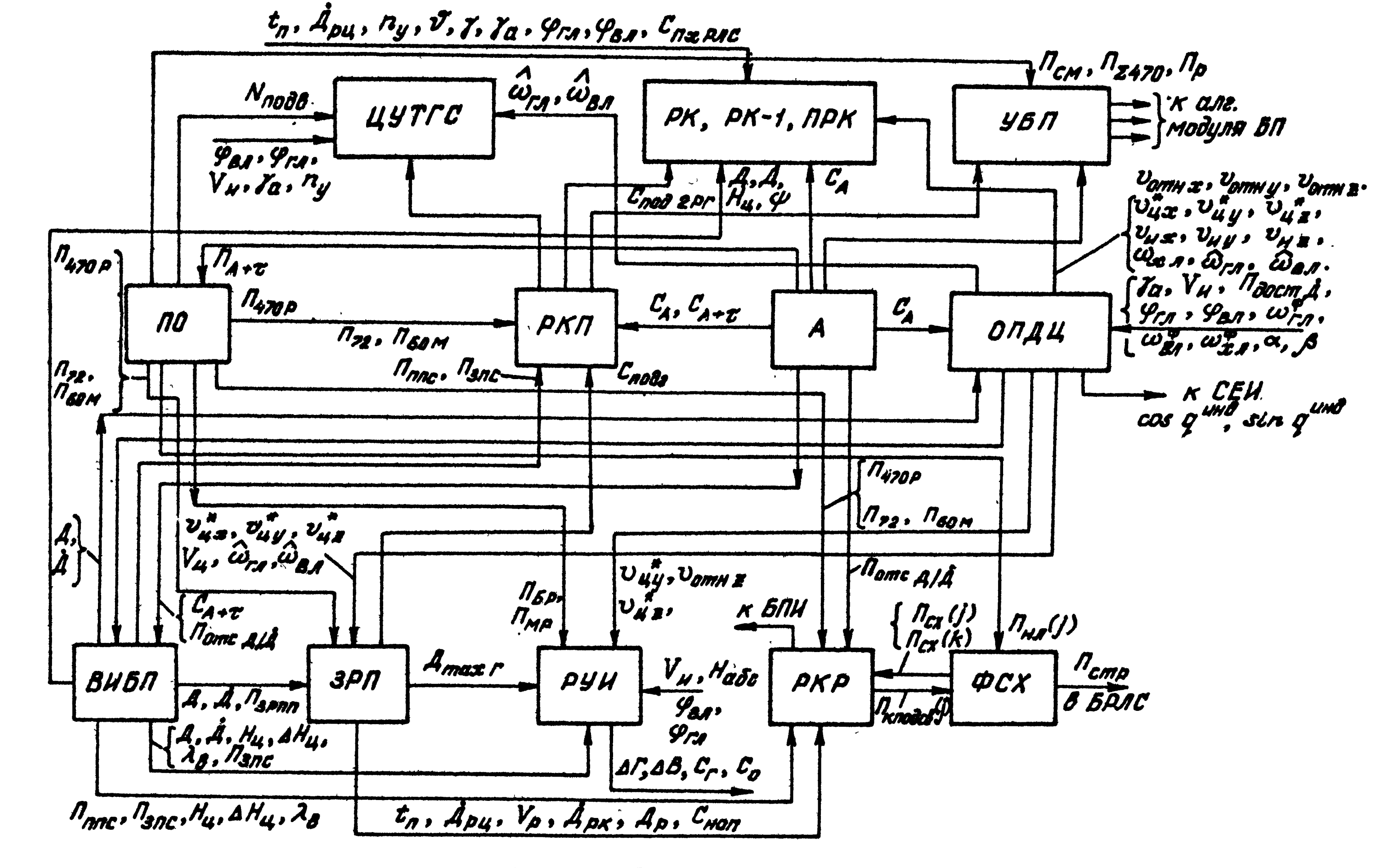

ЦУТГС
РК, РК-1, ПРК
УБП
ПО
РКП
А
ОПДЦ
ВИБП
ЗРП
РУИ
РКР
ФСХ
к алг. модуля ВП
к СЕИ
к БПИ
в БРЛС

Рис. 3.31

подвесок, т.е. порядок схода – 6,5,4,3,2,I (см. табл.I.I); с противном случае порядок схода ракет следующий I,2,3,4,5,6. Алгоритм ПО производит последовательный опрос указанных признаков и команд (сигналов), заключенных в словах, соответствующих каждой из 6 подвесок. Порядок опроса определяется, как отмечено выше, наличием сигнала ВНЕШНИЕ.

Алгоритм ПО формирует признаки выбора ракет: $П_{470}$ (Р-27РI), $П_{72}$ (Р-73Э и $П_{60М}$ (Р-60МК). Данные признаки поступают в алгоритмы ЗРП;РКР и РКП. Кроме того, в алгоритме ПО формируются признаки больших и малых ракет ( $П_{БР}$ и $П_{МР}$ ), признаки смены типа ракет ( $П_{СМ}$ ), признак номера подвески $N_П$ и признак наличия ракеты ( $П_Р$ или $П_Т$ ).

Алгоритм ПО работает как в режиме обзора, так и в режиме сопровождения цели. Частота счета алгоритма ПО $F_{СЧ}$ = 2 Гц.

Алгоритм РКП, как алгоритм ПО, включается в работу в режимах обзора и сопровождения цели при наличии признаков выбора к применению ракет Р-27РI. Команда ПОДГОТОВКА (подготовка ракеты к пуску) формируется при нажатии летчиком кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ ($П_{РЗХ}$ =I). Если в течение 3 мин с момента выдачи команды ПОДГОТОВКА ($С_{подг}$ = I) команда А не поступит, команда ПОДГОТОВКА снимается; при снятии команды А (когда произошел сброс цели с сопровождения) команда ПОДГОТОВКА не должна сниматься в течение 40 с после сброса цели. Алгоритм РКП выдает команду ПОДГОТОВКА 2 ($С_{подг2}$ ), логика формирования которой будет рассмотрена в п.4.4.I. Частота счета алгоритма РКП $F_{СЧ}$ = I0 Гц.

Алгоритм РКР предназначен для формирования разовых команд, передаваемых с истребителя на ракеты до и после их схода. По этим командам производится перестройка бортовых систем ракет для обеспечения высокой эффективности пуска в конкретных условиях боевого применения. Алгоритм РКР включается в режиме РНП при наличии команды $С_{А+\tau}$ .

До схода ракеты в ГСН по кодовой линии связи поступают следующие сигналы и команды (см.также п.4.4.I): I) БЛИЖНЯЯ ДИСТАНЦИЯ (БД), формируемая при условии, что прогнозируемое время полета ракеты до встречи с целью $t_п$ меньше порогового $t_{пор}$ ; $t_п < t_{пор}$, где $t_{пор}$ =7 с; команда БД выдается для перестройки параметров автопилота ракеты; 2) ЗПС (из алгоритма ВИБП); 3) ТИП ЦЕЛИ (Тц) (большая, средняя, маленькая); 4) ЗЕМЛЯ (при работе по земле);



м/б I2924

5) УГОЛ АТАКИ носителя ($\alpha_н$ ); 6) ВЫСОТА $H_н$ (носителя); ВЫСОТА $H_ц$ (цели), ВЫСОТА $H_{ср}$ (средняя), формируемые по следующим правилам: а) при $|\Delta H| \leqslant$ 5 км выдается только команда $H_{ср}$; ; б) при $|\Delta H| > 5$ км – только команды $H_ц$ или $H_н^*$, где $H_н^* + \frac{1}{4}\Delta H$; $\Delta H$ – превышение (принижение) цели относительно самолета.

Кроме вышеперечисленных на ракету Р-27РI дополнительно выдаются команды: 7) ВЛЦ (работа по высоколетящей цели, выдается при $H_ц \geqslant$ 20 км); 8) $H_р$ – номер ракеты ( $H_р$ = I – левый борт, $H_р$ = 2 – правый борт); команда $H_р$ служит для временного стробирования интервалов приема сигналов радиокоррекции; 9) ЗМЦ (зона маневрирующей цели); данная команда выдается при $H_ц \leqslant$ I5 км и $M > 4$, где $M = V_р / a_{зв}$ ; параметр $a_{зв}$ равен:

$$a_{зв} = \begin{cases} 0{,}295 \text{ км/с} & \text{при } H_ц \geqslant 11 \text{ км}; \\ (0{,}3402 - 0{,}00409 H_ц) \text{ км/с} & \text{при } H_ц < 11 \text{ км}. \end{cases}$$

Команда $C_{зпс}$ формируется при $H_ц < 1000$ м и $П_{зпс}$ = I. Команды $H_н$, $H_{ср}$, $H_ц$, ЗЕМЛЯ, $\alpha_н$, а также $V_н$ (скорость носителя) выдаются для настройки автопилота.

Для ракеты Р-73Э команды БД, Тц, ЗЕМЛЯ выдаются по таким же правилам, что и для ракет Р-27Э( для команды БД $t_{пор}$ =3,5 с). Команда $H_{ср}$ формируется при $H \geqslant$ I2 км. На ракету Р-73Э дополнительно выдаются следующие команды: I) ППО (полное приборное обеспечение, при наличии признака $П_{дост\ Д/\dot{Д}}$ =I); 2) М (скорость носителя по числу *Маха* ); 3) $\dot{Д}_{рк}$ (расчетная конечная скорость сближения ракеты с целью, вычисляемая в алгоритме ЗРП); $\dot{Д}_{рк} = \dot{Д}_{рк} \big| f(t_п)$ , $f(t_п) = a + bt_п$ ; $a$ и $b$ – некоторые коэффициенты, $t_п$ – время полета (полетное время) ракеты; 4) команда целеуказания КЦУ.

После схода ракеты по кодовым линиям передаются команды и сигналы для следующего выбранного к применению типа ракет. Если сошедшей ракетой является ракета с РГС, то для нее вычисляются команды: I) РЗ (разрешение на захват), выдается при $t \geqslant t_{рз}$ , где $t_{рз} = -(Д_{пор} / \dot{Д}_{рцз}) + t_{пз}$ , где пороговая дальность зависит от типа цели, высоты ее полета и полусферы; $\dot{Д}_{рцз}$ – вычисленная и запомненная скорость сближения ракеты с целью; пороговую дальность называют также дистанцией перехода ракеты на самонаведение $Д_з$ (см.п.4.4.2);

2) $T_ц$ - выдается таким же образом, как и до схода ракеты. Частота счета алгоритма РКР $F_{сч}$ = 10 Гц. Использование описанных выше команд при пусках ракет Р-27 рассматривается в главе 4.

Алгоритм ОПДЦ в составе модуля БП осуществляет вторичную обработку информации, состоящую в формировании сглаженных значений параметров движения цели, таких, как проекции векторов скорости и относительной скорости и ускорения цели в антенной системе координат, а также модуля вектора скорости, ракурса и высоты полета цели.

Алгоритм РУИ предназначен для вычисления сигналов управления истребителем.

Алгоритм ЗРП определяет условия разрешения пуска управляемых ракет. Он выдает в систему СЕИ-31 разрешение дальности пуска $Д_{р max 1}$, $Д_{р max 2}$, $Д_{р min}$ и команду $Д_р$. Кроме того, алгоритм ЗРП выдает: а в алгоритмы РКР и РК сигнал $\dot{Д}_{рц}$; $t_п$ и команду ПОДГОТОВКА - в алгоритм РКП; $Д_{max г}$ - в алгоритм РУИ. Команда $Д_р$ поступает также в систему СУО-29М для формирования команды ПУСК РАЗРЕШЕН (ПР). Здесь $\dot{Д}_{рц}$ - конечная скорость сближения ракеты с целью; $t_п$ - полетное время ракеты.

Алгоритм ЦУТГС служит для формирования целеуказания по углам и угловым скоростям на ракеты с ТГС.

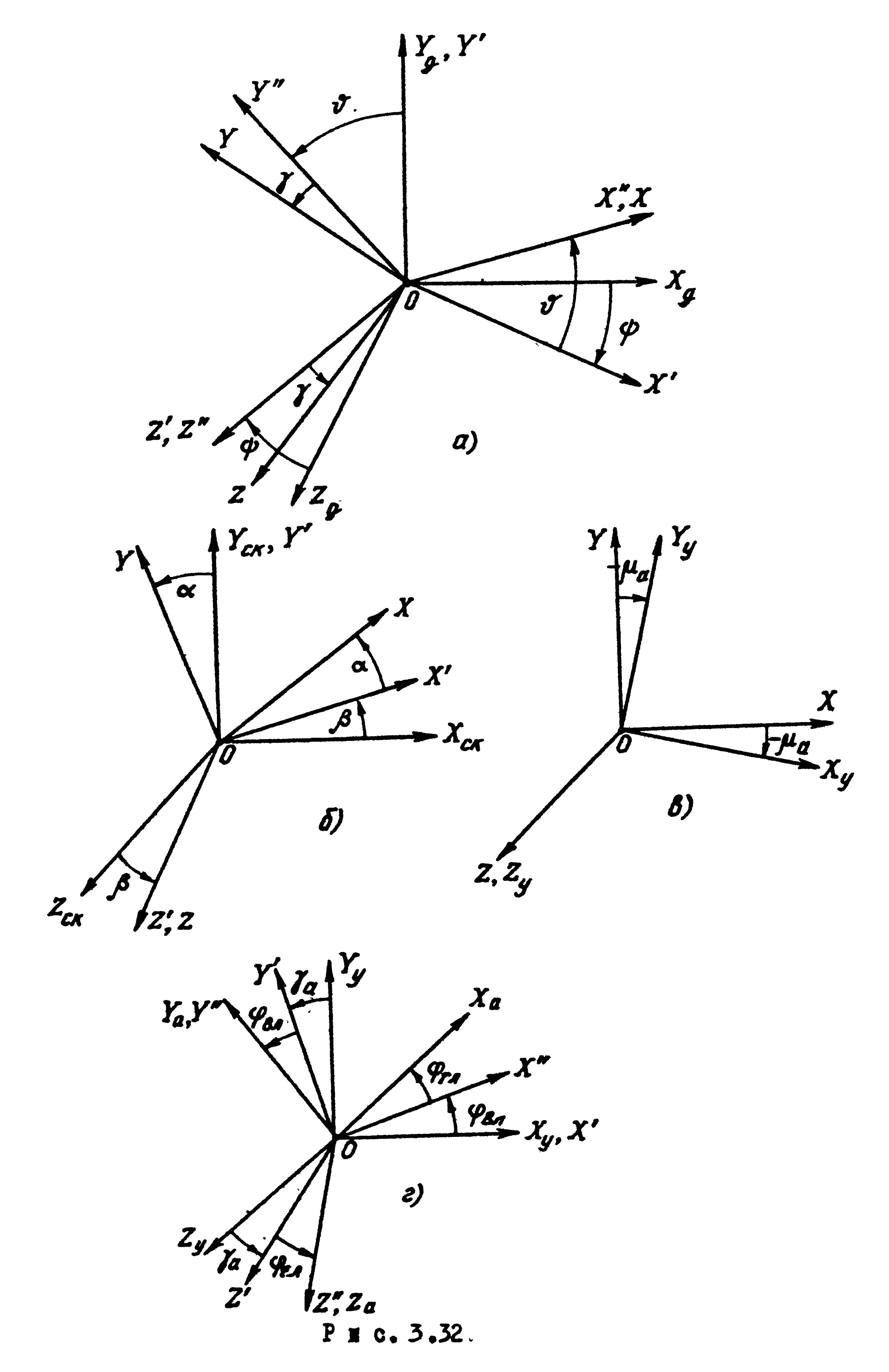
Алгоритм ИМБП предназначен для проверки работоспособности программ модуля БП в режиме работы с пультом контроля ПК-100. Частота счета алгоритма ИМБП $F_{сч}$ = 20 Гц.

Алгоритмы режима радиокоррекции РКор для ракет с РГС, алгоритм целеуказания головкам РГС, алгоритмы РК и РК1, а также алгоритмы ПРК описаны в главе 4. Ниже дается более детальное описание алгоритмов ОПДЦ, РУИ, ЗРП и ЦУТГС.

### 3.4.2. Системы координат, используемые в комплексе РЛПК-29Э при решении боевых задач

При решении боевых задач на этапе вторичной обработки информации комплекса РЛПК и других бортовых систем и устройств используются следующие системы координат (СК).

1. Нормальная СК $OX_g Y_g Z_g$ с началом в центре масс самолета (точка О), которая является подвижной СК, ось $OY_g$ которой направлена вверх по местной вертикали, а относительно осей $OX_g$ и $OZ_g$ осуществляется отсчет углов рыскания $\psi$, крена $\gamma$ и тангажа $\vartheta$. Угол $\psi$ считается положительным, когда ось $OX_g$ совмещается с проекцией продольной оси самолета на горизонтальную плоскость $OX_g Z_g$ поворотом вокруг оси $OY_g$ против часовой стрелки, если смотреть в направлении этой оси. Угол $\gamma$ положителен, когда смещенная ось $OZ_g$ совмещается с поперечной осью самолета поворотом вокруг оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси. Угол $\vartheta$ положителен, когда продольная ось самолета находится выше горизонтальной плоскости $OX_g Z_g$ (рис.3.32,а).



$Y_g, Y'$
$Y''$
$Y$
$\vartheta$
$\gamma$
$X'', X$
$X_g$
0
$\vartheta$
$\varphi$
$X'$
$\gamma$
$Z', Z''$
$\varphi$
а)
$Z$
$Z_g$
$Y_{ск}, Y'$
$Y$
$\alpha$
$X$
$\alpha$
$X'$
$\beta$
$X_{ск}$
0
б)
$\beta$
$Z_{ск}$
$Z', Z$
$Y$
$Y_y$
$\mu_a$
$X$
0
$\mu_a$
$X_y$
в)
$Z, Z_y$
$Y_y$
$Y'$
$\gamma_a$
$Y_a, Y''$
$\varphi_{вл}$
$X_a$
$\varphi_{гл}$
$X''$
$\varphi_{вл}$
$X_y, X'$
0
г)
$Z_y$
$\gamma_a$
$\varphi_{гл}$
$Z'$
$Z'', Z_a$


Р и с. 3.32.

2. Связанная с истребителем СК $OXYZ$, которая является подвижной СК с началом в центре масс самолета и осями которой являются продольная ось $OX$, нормальная $OY$ и поперечная $OZ$ оси, фиксированные относительно самолета. Поворот вектора $X_1^T=[x_1 y_1 z_1]$ из нормальной в связанную СК осуществляется тремя последовательными поворотами (рис.3.32,а) на углы курса $\psi$, тангажа $\vartheta$ и крена $\gamma$, причем положительное направление вращения по курсу - по часовой стрелке, а по тангажу и крену - против часовой стрелки. Здесь и в последующем $T$ - символ операции транспонирования. Вектор $X^T=[xyz]$ в связанной и вектор $X_1$ в нормальной СК связаны соотношением

$$X = M_\gamma M_\vartheta M_\psi X_1, \tag{3.79}$$

где матрицы координатных преобразований $M_\gamma, M_\vartheta, M_\psi$ имеют вид:

$$M_\gamma = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix}; \qquad M_\vartheta = \begin{bmatrix} \cos\vartheta & \sin\vartheta & 0 \\ -\sin\vartheta & \cos\vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$M_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & \sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix}. \tag{3.80}$$

3. Скоростная СК $OX_{ск} Y_{ск} Z_{ск}$, которая является подвижной СК с началом в центре масс самолета, ось $OX_{ск}$ которой (скоростная ось) совпадает с направлением вектора скорости истребителя $\vec{V}_и$. Ось $OY_{ск}$ лежит в плоскости симметрии истребителя, а ось $OZ_{ск}$ перпендикулярна к плоскости $OX_{ск}Y_{ск}$, образуя с осями $OX_{ск}$ и $OY_{ск}$ правую прямоугольную СК. Поворот вектора $X_{ск}^T=[x_{ск} y_{ск} z_{ск}]$ из скоростной в связанную СК осуществляется двумя последовательными поворотами (рис.3.32,б) на углы скольжения $\beta$ и атаки $\alpha$. Векторы $X$ и $X_{ск}$ связаны соотношением

$$X = M_\alpha M_\beta X_{ск}, \tag{3.81}$$

где

$$M_\alpha = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad M_\beta = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix}. \qquad (3.82)$$

4. Установочная СК антенны БРЛС $OX_y Y_y Z_y$, отличающаяся от связанной СК поворотом вокруг оси $OZ$ на угол $\mu_a = -6{,}5^0$ (рис.3.32,в). Векторы $X_y = [x_y y_y z_y]$ и $X$ связаны соотношением

$$X_y = M_{\mu_a} X, \qquad (3.83)$$

где

$$M_{\mu_a} = \begin{bmatrix} \cos\mu_a & \sin\mu_a & 0 \\ -\sin\mu_a & \cos\mu_a & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \qquad (3.84)$$

5. Антенная (лучевая) СК БРЛС $OX_a Y_a Z_a$, направление осей которой определяется направлением линии визирования цели зеркалом антенны БРЛС. Поворот вектора $X_y$ из установочной в антенную СК осуществляется тремя последовательными поворотами на углы крена (свала) антенны, вертикального угла визирования цели $\varphi_{вл}$ и горизонтального угла визирования $\varphi_{гл}$. При этом за положительные направления вращения для всех трех поворотов принято направление вращения против часовой стрелки (рис.3.32,г). Векторы $X_a^T = [x_a y_a z_a]$ и $X_y$ связаны соотношением

$$X_a = M_{гл} M_{вл} M_{\gamma_a} X_y, \qquad (3.85)$$

где

$$M_{гл} = \begin{bmatrix} \cos\varphi_{гл} & 0 & -\sin\varphi_{гл} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\varphi_{гл} & 0 & \cos\varphi_{гл} \end{bmatrix}; \quad M_{вл} = \begin{bmatrix} \cos\varphi_{вл} & \sin\varphi_{вл} & 0 \\ -\sin\varphi_{вл} & \cos\varphi_{вл} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$M_{\gamma_a} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma_a & \sin\gamma_a \\ 0 & -\sin\gamma_a & \cos\gamma_a \end{bmatrix}. \qquad (3.86)$$

12*



мб 2016

При координатных преобразованиях принято: положительные направления проекций векторов абсолютной угловой скорости линии визирования совпадают с положительными направлениями соответствующих осей антенной СК; положительные направления проекций векторов скорости истребителя $\vec{V}_и$ и цели $\vec{V}_ц$, ускорения цели $\vec{a}_ц$ на антенную СК также совпадают с положительными направлениями соответствующих осей. Кроме того, с целью упрощения расчетов не учитывается вынос начала антенной и установочной СК относительно центра масс самолета.

Кроме вышеперечисленных систем координат, в алгоритмах модуля БП используются следующие СК: СК, связанная с ракетой; СК ГСН ракет Р-27РI (см.главу 4); СК ГСН ракеты Р-73; СК ГСН ракеты Р-60М; СК системы СЕИ-3I. Поворот вектора из СК, связанной с истребителем, в СК, связанную с ракетой, осуществляется поворотом на установочные углы: $\mu_0 = 2^0$ (оси оружия относительно строительной горизонтали самолета (СГС)); $\gamma_p$ (по крену), равный для Р-27 - $-45^0$; для Р-73 - $+45^0$; для Р-60М - $0^0$. Поворот вектора из СК, связанной с ракетой Р-73, в СК ее ГСН осуществляется двумя последовательными поворотами на углы целеуказания $\varphi_{II}$ и $\varphi_I$. Целеуказание ГСН ракеты Р-60М осуществляется в виде проекций единичного вектора (орта) на оси СК, связанной с ракетой. При отображении на экранах СЕИ-3I прицельных отметок приняты следующие положительные направления для углов визирования цели и погрешностей управления: в горизонтальной плоскости - вправо, в вертикальной плоскости - вверх.

### 3.4.3. Алгоритм определения параметров движения цели ОПДЦ

На этапе вторичной обработки информации в комплексах РЛПК и ОЭПрНК достаточно широко используются алгоритмы дискретной обработки информации, в основе работы которых лежит метод оптимальной линейной нестационарной дискретной фильтрации Калмана (см.параграф 5.6). К числу таких алгоритмов относится, в частности, алгоритм ОПДЦ.

Алгоритм определения параметров движения цели ОПДЦ осуществляет в режиме РНП вторичную обработку информации комплекса РЛПК и бортовых измерителей, которая состоит в вычислении сглаженных значений следующих параметров движения цели: проекций векторов скорости и ускорения цели и относительной скорости цели

на оси антенной СК; модуля вектора скорости и ракурса цели. Алгоритм ОПДЦ представляет собой алгоритм многомерной оптимальной линейной нестационарной дискретной фильтрации Калмана. Коэффициенты передачи оптимального фильтра, входящие в уравнения для оценок переменных вектора состояния, изменяются в зависимости от дальности, благодаря чему достигается в определённой степени адаптация алгоритма ОПДЦ к условиям боевого применения, повышая тем самым его эффективность.

Алгоритм ОПДЦ начинает работать при переходе РЛПК в режим РНП после формирования команды АТАКА. Частота счета алгоритма ОПДЦ $F_{сч}$= 10 Гц; это означает, что вход в данный алгоритм может осуществляться не чаще, чем через интервал времени $T$ = =0,1024 с. Входная информация данного алгоритма включает в себя: признаки АТАКА $(C_A)$ и достоверности информации РЛПК о параметре $\dot{Д}(П_{дост\,\dot{Д}})$; дальность $Д$ и скорость сближения с целью $\dot{Д}$ (из алгоритма ВИБП); скорость истребителя $V_и$; углы скольжения $\beta$ и атаки $\alpha$; угол крена (свала) антенны $\gamma_a$; проекции угловой скорости вращения линии визирования цели на оси $OY_a, OZ_a$ и $OX_a$ антенной СК $\omega^ф_{гл}, \omega^ф_{вл}$ и $\omega^ф_{хл}$ (отфильтрованные, см.п.3.3.2) соответственно; углы визирования цели $\varphi_{гл}$ и $\varphi_{вл}$ в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

При наличии признака $П_{дост\,\dot{Д}}$ (в так называемом штатном режиме фильтрации) используются априорные уравнения для переменных вектора состояния, полученные на основе гипотезы о постоянстве вектора ускорения цели (в проекциях на оси антенной СК). Локальная производная вектора скорости цели $\tilde{V}(t)=\tilde{d}V_ц(t)/dt$ (производная, взятая в антенной (лучевой) СК) связана с вектором ускорения цели $a_ц(t)$ и вектором угловой скорости вращения антенной СК $\Omega^T_л(t)=[\omega^ф_{хл}(t)\,\omega^ф_{гл}(t)\,\omega^ф_{вл}(t)]$ векторным уравнением

$$a_ц(t)=\tilde{V}(t)+\Omega_л(t)\times V_ц(t). \qquad (3.87)$$

Проекции векторного произведения $\Omega_л(t)\times V_ц(t)$ на оси $OX_a, OY_a$, $OZ_a$ могут быть получены развертыванием определителя:

$$\Omega_л\times V_ц=\begin{vmatrix} e_x & e_y & e_z \\ \omega^ф_{хл} & \omega^ф_{гл} & \omega^ф_{вл} \\ v_{цx} & v_{цy} & v_{цz} \end{vmatrix} \qquad (3.88)$$

по элементам первой строки, которые являются ортами осей координат $OX_a, OY_a, OZ_a$ соответственно.

С учетом (3.88) уравнение (3.87) может быть представлено в координатной форме в проекциях на оси $OX_a, OY_a$ и $OZ_a$ антенной СК:

$$\begin{aligned} \dot{v}_{цx}(t) &= a_{цx}(t) + w_1(t), \\ \dot{v}_{цy}(t) &= a_{цy}(t) + w_2(t), \\ \dot{v}_{цz}(t) &= a_{цz}(t) + w_3(t), \end{aligned} \qquad (3.89)$$

$$v_{цx}(t_0) = v_{цx0}; \quad v_{цy}(t_0) = v_{цy0}; \quad v_{цz}(t_0) = v_{цz0}.$$

Функции $w_1(t), w_2(t)$ и $w_3(t)$, выступающие в уравнениях (3.89) в роли управляющих воздействий, равны:

$$\begin{aligned} w_1(t) &= \omega^{ф}_{вл}(t)v_{цy}(t) - \omega^{ф}_{гл}(t)v_{цz}(t), \\ w_2(t) &= \omega^{ф}_{xл}(t)v_{цz}(t) - \omega^{ф}_{вл}(t)v_{цx}(t), \\ w_3(t) &= \omega^{ф}_{гл}(t)v_{цx}(t) - \omega^{ф}_{xл}(t)v_{цy}(t). \end{aligned} \qquad (3.90)$$

Согласно вышеуказанной гипотезе имеют место соотношения:

$$\begin{aligned} \dot{a}_{цx}(t) &= 0, \\ \dot{a}_{цy}(t) &= 0, \\ \dot{a}_{цz}(t) &= 0. \end{aligned} \qquad (3.91)$$

Вектор наблюдения (измерений) формируется на основе векторного уравнения

$$V_{ц\,изм}(t) = V_ц(t) + \dot{Д}(t)e_x + \Omega_л(t)\times Д(t), \qquad (3.92)$$

где при $П_{дост\,Д} = 1$ $Д(t) = Д_{рлс}(t)$ и $\dot{Д}(t) = \dot{Д}_{рлс}(t)$ – измеренные БРЛС значения дальности и скорости сближения с целью.

В координатной форме в проекциях на оси $OX_a$, $OY_a$ и $OZ_a$ уравнение (3.92) приводится к виду

$$v_{цx\,изм}(t) = v_{иx}(t) + \dot{Д}_{РЛС}(t),$$
$$v_{цy\,изм}(t) = v_{иy}(t) + \omega^{\varphi}_{вл}(t) Д_{РЛС}(t), \qquad (3.93)$$
$$v_{цz\,изм}(t) = v_{иz}(t) - \omega^{\varphi}_{гл}(t) Д_{РЛС}(t).$$

Углы $\alpha$ и $\mu_a$ отсчитываются в одной и той же плоскости и имеют одинаковое направление положительного отсчета. Поэтому с учетом матричных выражений (3.8I) - (3.86) можно показать, что

$$\begin{bmatrix} v_{иx} \\ v_{иy} \\ v_{иz} \end{bmatrix} = M_{гл} M_{вл} M_{\gamma_a} M_{\alpha+\mu_a} M_{\beta} \begin{bmatrix} V_и \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \qquad (3.94)$$

где $M_{\alpha+\mu_a} = M_{\mu_a} \cdot M_{\alpha}$. Для сокращения записей значения $v_{иx}$, $v_{иy}$ и $v_{иz}$ в развернутой форме не приводятся. Они могут быть вычислены путем простого перемножения указанных в п.3.5.2 матриц и вектора в правой части уравнения (3.94).

Измеренные значения проекций вектора скорости цели образуют вектор измерений $Z^T(t) = [z_1(t) = v_{цx\,изм}(t), z_2(t) = v_{цy\,изм}(t), z_3(t) = v_{цz\,изм}(t)]$. В алгоритме ОПДЦ погрешности измерений проекций вектора $V_{ц\,изм}(t)$, обусловленные погрешностями определения первичных параметров $Д_{РЛС}(t)$, $\dot{Д}_{РЛС}(t)$, $V_и(t)$, $\Omega_л(t)$, аппроксимируются белыми гауссовскими стационарными шумами, образующими вектор погрешностей шумов измерения $N_z^T(t) = [n_x(t), n_y(t), n_z(t)]$.

Вектор $N_z(t)$ имеет следующие статистические характеристики:

$$M[N_z(t)] = 0, \quad M[N_z(t) N_z^T(t+\tau)] = N\delta(\tau),$$

где $N$ - матрица интенсивностей погрешностей измерения, равная:

$$N = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}N_x & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2}N_y & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}N_z \end{bmatrix}; \quad \delta(\tau) \text{ - дельта-функция;}$$

$\frac{1}{2}N_x$, $\frac{1}{2}N_y$ и $\frac{1}{2}N_z$ - интенсивности шумов измерения, вычисляемые по данным о погрешностях определения первичных параметров.

Таким образом, вектор наблюдения может быть представлен в виде

$$Z(t)=\begin{bmatrix} z_1(t)\\ z_2(t)\\ z_3(t)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix} v_{цx}(t)\\ v_{цy}(t)\\ v_{цz}(t)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix} n_x(t)\\ n_y(t)\\ n_z(t)\end{bmatrix}, \qquad (3.95)$$

где согласно (3.93)

$$\begin{aligned} z_1(t) &= v_{иx}(t)+\dot{Д}_{РЛС}(t),\\ z_2(t) &= v_{иy}(t)+\omega^{ф}_{вл}(t)Д_{РЛС}(t),\\ z_3(t) &= v_{иz}(t)-\omega^{ф}_{гл}(t)Д_{РЛС}(t). \end{aligned} \qquad (3.96)$$

В алгоритме ОПДЦ реализованы три идентичных канала оптимальной линейной дискретной обработки информации, которые соответствуют (3.89) - (3.91), (3.96) и следующим системам исходных априорных уравнений в непрерывном времени:

$$\left.\begin{aligned} &\dot{v}_{цx}(t)=a_{цx}(t)+w_1(t), && (3.97)\\ &\dot{a}_{цx}(t)=0,\\ &v_{цx\,изм}(t)=v_{цx}(t)+n_x(t); && (3.98)\end{aligned}\right\} I_К$$

$$\left.\begin{aligned} &\dot{v}_{цy}(t)=a_{цy}(t)+w_2(t), && (3.99)\\ &\dot{a}_{цy}(t)=0,\\ &v_{цy\,изм}(t)=v_{цy}(t)+n_y(t); && (3.100)\end{aligned}\right\} II_К$$

$$\left.\begin{aligned} &\dot{v}_{цz}(t)=a_{цz}(t)+w_3(t), && (3.101)\\ &\dot{a}_{цz}(t)=0,\\ &v_{цz\,изм}(t)=v_{цz}(t)+n_z(t); && (3.102)\end{aligned}\right\} III_К$$

$$v_{цx}(t_0)=v_{цx0};\quad v_{цy}(t_0)=v_{цy0};\quad v_{цz}(t_0)=v_{цz0}.$$

Поскольку каналы обработки идентичны, поэтому при синтезе уравнений оптимальной линейной дискретной фильтрации будем рас-

сматривать обобщенный канал, описываемый дифференциальными уравнениями для переменных вектора состояния

$$\dot{v}(t) = a(t) + w_v(t), \qquad \dot{a}(t) = 0, \qquad v(t_0) = v_0, \tag{3.103}$$

и уравнением наблюдения

$$v_{изм}(t) = v(t) + n_v(t). \tag{3.104}$$

В векторно-матричной форме уравнения (3.103) и (3.104) можно представить в виде

$$\dot{X}(t) = FX(t) + CW_{уп}(t), \quad X(t_0) = X_0, \qquad Z(t) = HX(t) + N_z(t), \tag{3.105}$$

где

$X^T(t) = [x_1(t) = v(t),\ x_2(t) = a(t)]$ –

– вектор состояния; $W^T_{уп}(t) = [w_1(t) = w_v(t),\ w_2(t) = 0]$ –

– вектор управления; иначе $W_{уп}(t) = w_v(t)$; $F$ – матрица состояния и $C$ -матрица-столбец управления, равные соответственно:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \qquad C = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}. \tag{3.106}$$

Вектор наблюдения $z(t) = v_{изм}(t)$, матрица наблюдения $H = [1\ 0]$ и вектор шумов измерения $N_z(t) = n_v(t)$.

Разностное векторное линейное уравнение первого порядка, соответствующее (3.105), имеет вид [33]:

$$X(t_{k+1}) = \Phi(t_{k+1}, t_k)X(t_k) + \Psi(t_{k+1}, t_k)W_{уп}(t_k), \tag{3.107}$$

где $X(t_{k+1}) = X(t = t_{k+1})$, $W_{уп}(t_k) = W_{уп}(t = t_k)$, $X(t_k) = X(t = t_k)$; $\Phi(t_{k+1}, t_k)$ – переходная матрица состояния системы размером (2x2); $\Psi(t_{k+1}, t_k)$ – переходная матрица управления размером (2x2); $t_{k+1}$ и $t_k$ – дискретные моменты времени, соответствующие очередному и предшествующему моментам входа в алгоритм ОПДЦ. Элементы матрицы $F$ и $C$ (3.106) от времени не зависят, поэтому система является стационарной и матрица $\Phi(t_{k+1}, t_k)$ равна:

$$\Phi(t_{k+1}, t_k) = \Phi(t_{k+1} - t_k) = e^{F(t_{k+1}-t_k)} = \qquad (3.108)$$
$$= E + F\Delta t_k + \frac{1}{2} F^2 \Delta t_k^2 + \dots,$$

где $\Delta t_k = t_{k+1} - t_k$; $E$ - единичная матрица. Простой подстановкой значения $F$ в (3.108) можно проверить, что при $n \geqslant 2$ $F^n = 0$, поэтому

$$\Phi(\Delta t_k) = \begin{bmatrix} 1, & \Delta t_k \\ 0, & 1 \end{bmatrix}. \qquad (3.109)$$

Переходная матрица управления определяется выражением

$$\Psi(t_{k+1}, t_k) = \Psi(t_{k+1} - t_k) = \Psi(\Delta t_k) =$$
$$= \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(t_{k+1} - \tau)\, C(\tau)\, d\tau = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(\Delta t_k')\, C\, d\tau = \qquad (3.110)$$
$$= \int_{t_k}^{t_{k+1}} \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_k' \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} d\tau = \begin{bmatrix} \Delta t_k \\ 0 \end{bmatrix}; \quad \Delta t_k' = t_{k+1} - \tau.$$

Скалярное дискретное уравнение наблюдения, соответствующее (3.104), имеет вид:

$$v_{изм}(t_{k+1}) = v(t_{k+1}) + n_v(t_{k+1}), \qquad (3.111)$$

где

$$v_{изм}(t_{k+1}) = v_{изм}(t = t_{k+1}); \quad v(t_{k+1}) = v(t = t_{k+1});$$
$$n_v(t_{k+1}) = n_v(t = t_{k+1}) \quad -$$

гауссовская случайная последовательность со следующими статистическими характеристиками:

$$M[n_v(t_k)] = 0; \qquad M[n_v(t_k) \cdot n_v(t_j)] = N_k \delta_{kj},$$

$$\delta_{kj} = \begin{cases} 1 & \text{при} \quad k = j, \\ 0 & \text{при} \quad k \neq j; \end{cases} \quad \text{- символ Кронекера;}$$

$N_k$ - интенсивность дискретного шума измерения.

Уравнение, определяющее структуру оптимального дискретного фильтра, может быть записано в следующей форме:

$$X^*(t_{k+1}) = X^*(t_{k+1}/t_k) + K_{k+1}\left[Z(t_{k+1}) - H(t_{k+1})X^*(t_{k+1}/t_k)\right], \tag{3.112}$$

где $X^*(t_{k+1})$ - оценка вектора состояния в момент $t_{k+1}$; $X^*(t_{k+1}/t_k) = X_э^*(t_{k+1})$ - оценка прогноза вектора состояния на момент $t_{k+1}$, т.е. экстраполированная оценка вектора $X(t_{k+1})$ на $(k+1)$-м отрезке дискретности с учетом совокупности измерений: $Z(t_1), Z(t_2), \ldots, \ldots Z(t_k)$; $K_{k+1} = K(t = t_{k+1})$ - матрица коэффициентов передачи оптимального линейного дискретного фильтра размером $(m \times n)$, принимающая в рассматриваемом случае вид матрицы-столбца:

$$K_{k+1} = \begin{bmatrix} k_v \\ k_a \end{bmatrix}. \tag{3.113}$$

Экстраполированная оценка вектора состояния определяется выражением

$$X_э^*(t_{k+1}) = \Phi(t_{k+1}, t_k)X^*(t_k) + \Psi(t_{k+1}, t_k)W_{уп}(t_k) = \Phi(\Delta t_k)X^*(t_k) + \Psi(\Delta t_k)W_{уп}(t_k). \tag{3.114}$$

Подставив в уравнение (3.114) значения $X_э^*(t_{k+1})$ и $K_{k+1}$ из (3.112) и (3.113) соответственно, а также вектора $Z(t_{k+1}) = v_{изм}(t_{k+1})$ и $H(t_{k+1}) = [1 \ \ 0]$, после выполнения в его правой части операций умножения, вычитания и сложения получим следующую систему разностных уравнений первого порядка:

$$\begin{bmatrix} v^*(t_{k+1}) \\ a^*(t_{k+1}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_э^*(t_{k+1}) \\ a_э^*(t_{k+1}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_v \\ k_a \end{bmatrix} \left[ v_{изм}(t_{k+1}) - [1 \ \ 0]\begin{bmatrix} v_э^*(t_{k+1}) \\ a_э^*(t_{k+1}) \end{bmatrix}\right];$$

$$\begin{bmatrix} v_э^*(t_{k+1}) \\ a_э^*(t_{k+1}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_k \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v^*(t_k) \\ a^*(t_k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta t_k \\ 0 \end{bmatrix} w_v(t_k);$$



2016

$$v^*(t_{k+1}) = v_э^*(t_{k+1}) + k_v\left[v_{изм}(t_{k+1}) - v_э^*(t_{k+1})\right],$$
$$a^*(t_{k+1}) = a_э^*(t_{k+1}) + k_a\left[v_{изм}(t_{k+1}) - v_э^*(t_{k+1})\right], \quad (3.115)$$

где
$$v_э^*(t_{k+1}) = v^*(t_k) + \left[a^*(t_k) + w_v(t_k)\right]\Delta t_k;$$
$$a_э^*(t_{k+1}) = a^*(t_k). \quad (3.116)$$

Подставив в уравнения (3.115) и (3.116) значения управляющих воздействий из (3.90), получим следующую систему разностных уравнений для оценок проекций векторов скорости и ускорения цели на оси антенной СК:

$$v_{цx}^*(t_{k+1}) = v_{цxэ}^*(t_{k+1}) + k_{v_x}\left[v_{цx\,изм}(t_{k+1}) - v_{цxэ}^*(t_{k+1})\right],$$

$$v_{цy}^*(t_{k+1}) = v_{цyэ}^*(t_{k+1}) + k_{v_y}\left[v_{цy\,изм}(t_{k+1}) - v_{цyэ}^*(t_{k+1})\right],$$

$$v_{цz}^*(t_{k+1}) = v_{цzэ}^*(t_{k+1}) + k_{v_z}\left[v_{цz\,изм}(t_{k+1}) - v_{цzэ}^*(t_{k+1})\right],$$
$$(3.117)$$
$$a_{цx}^*(t_{k+1}) = a_{цx}^*(t_k) + k_{a_x}\left[v_{цx\,изм}(t_{k+1}) - v_{цxэ}^*(t_{k+1})\right];$$

$$a_{цy}^*(t_{k+1}) = a_{цy}^*(t_k) + k_{a_y}\left[v_{цy\,изм}(t_{k+1}) - v_{цyэ}^*(t_{k+1})\right],$$

$$a_{цz}^*(t_{k+1}) = a_{цz}^*(t_k) + k_{a_z}\left[v_{цz\,изм}(t_{k+1}) - v_{цzэ}^*(t_{k+1})\right],$$

где измеренные значения проекций вектора скорости $v_{цx\,изм}(t_{k+1})$, $v_{цy\,изм}(t_{k+1})$ и $v_{цz\,изм}(t_{k+1})$ определяются выражениями (3.93); $v_{цxэ}^*(t_{k+1})$, $v_{цyэ}^*(t_{k+1})$ и $v_{цzэ}(t_{k+1})$ равны соответственно:

$$v_{цxэ}^*(t_{k+1}) = v_{цx}^*(t_k) + \left[v_{цy}^*(t_k)\,\omega_{вл}^ф(t_k) - \right.$$
$$\left. - v_{цz}^*(t_k)\,\omega_{гл}^ф(t_k) + a_{цx}^*(t_k)\right]\Delta t_k;$$



мб 2016

$$v^{*}_{цyэ}(t_{k+1}) = v^{*}_{цy}(t_k) + \left[ v^{*}_{цz}(t_k)\omega^{ф}_{xл}(t_k) + \right.$$
$$\left. + a^{*}_{цy}(t_k) - v^{*}_{цx}(t_k)\omega^{ф}_{вл}(t_k) \right] \Delta t_k,$$
(3.118)
$$v^{*}_{цzэ}(t_{k+1}) = v^{*}_{цz}(t_k) + \left[ v^{*}_{цx}(t_k)\omega^{ф}_{гл}(t_k) - \right.$$
$$\left. - v^{*}_{цy}(t_k)\omega^{ф}_{xл}(t_k) + a^{*}_{цz}(t_k) \right] \Delta t.$$

Входящие в уравнения (3.117) коэффициенты в алгоритме ОПДЦ зависят от дальности и в штатном режиме фильтрации принимают следующие значения:

а) при $Д > 30$ км: $k_{v_y} = k_{v_z} = 0{,}06$; $k_{a_y} = k_{a_z} = 0{,}0008/\Delta t_k$;

б) $15$ км $< Д \leqslant 30$ км: $k_{v_z} = k_{v_y} = 0{,}1$; $k_{a_y} = k_{a_z} = 0{,}0028/\Delta t_k$;

в) $1{,}4$ км $< Д \leqslant 15$ км: $k_{v_y} = k_{v_z} = 0{,}13$; $k_{a_y} = k_{a_z} = 0{,}0045/\Delta t_k$;

г) $Д \leqslant 1{,}4$ км: $k_{v_y} = k_{v_z} = 0{,}15/Д$; $k_{a_y} = k_{a_z} = 0{,}015/(Д\Delta t_k)$;

коэффициенты $k_{v_x}$ и $k_{a_x}$ приняты постоянными: $k_{v_x} = 2{,}2$; $k_{a_x} = 0{,}8/\Delta t_k$.

Кроме вышеперечисленных параметров в алгоритме ОПДЦ вычисляются модуль скорости движения цели и проекции относительной скорости её движения в антенной СК, проекции сглаженной угловой скорости вращения линии визирования цели $\hat{\omega}_{гл}$ и $\hat{\omega}_{вл}$, косинус пространственного курсового угла и горизонтальный ракурс цели в соответствии с формулами:

$$v^{*}_{отн\,x}(t_k) = v^{*}_{цx}(t_k) - v_{иx}(t_k),$$
$$v^{*}_{отн\,y}(t_k) = v^{*}_{цy}(t_k) - v_{иy}(t_k),$$
$$v^{*}_{отн\,z}(t_k) = v^{*}_{цz}(t_k) - v_{иz}(t_k),$$

$$V^{*}_{ц}(t_k) = \sqrt{[v^{*}_{цx}(t_k)]^2 + [v^{*}_{цy}(t_k)]^2 + [v^{*}_{цz}(t_k)]^2};$$

$$\hat{\omega}_{вл}(t_k) = \frac{v^{*}_{отн\,y}(t_k)}{Д(t_k)}, \qquad \hat{\omega}_{гл}(t_k) = -\frac{v^{*}_{отн\,z}(t_k)}{Д(t_k)};$$

$$\cos q^{инд} = -\frac{v^{*}_{цx}}{V^{*}_{ц}}, \qquad \sin q^{инд} = -\frac{v^{*}_{цz}}{V^{*}_{ц}}.$$

Для учета перемещения антенной СК со скоростью $V_н$ в алгоритме ОПДЦ при расчете экстраполированных значений проекций вектора скорости цели на оси антенной СК в уравнениях (3.118) вместо составляющих $\omega^{ф}_{вл}(t_k)$ и $\omega^{ф}_{гл}(t_k)$ при втором и последующих входах в алгоритм используются вычисленные значения составляющих угловой скорости $\hat{\omega}_{вл}(t_k)$ и $\hat{\omega}_{гл}(t_k)$. При первом входе в алгоритм ОПДЦ производится обнуление начальных условий:

$$\hat{\omega}_{гл} = \hat{\omega}_{вл} = 0; \quad v^*_{цхэ} = v^*_{цуэ} = v^*_{цzэ} = a^*_{цx} = a^*_{цy} = a^*_{цz} = 0.$$

В условиях помех, когда не работает дальномерный канал БРЛС, в алгоритме ОПДЦ может использоваться информация о дальности и скорости сближения, поступающая с КРУ Э502-20, или о дальности, вводимой вручную с помощью ручки РУД.

### 3.4.4. Алгоритм ручного управления истребителем РУИ

Из-за ограниченности объема пособия алгоритмы РУИ, ЗРП и ЦУТГС ниже рассматриваются в более краткой форме и, кроме того, в расчетных формулах опущен аргумент "время".

В составе алгоритма РУИ можно выделить три частных алгоритма с частотой счета $F_{сч}$ = 10 Гц каждый. Первый частный алгоритм обеспечивает вычисление сигналов управления истребителем (параметров рассогласования) $\Delta Г$ (после выдачи команды АТАКА на всех высотах боевого применения) и $\Delta В$ (после выдачи команды ГОРКА на высотах более $H_{min}$) на этапе прицеливания при применении управляемых ракет. При применении ракет Р-27 сигналы управления рассчитываются по формулам

$$\Delta Г = \varphi_{зад\,Г} - \varphi_{гл} + (\alpha + \mu_a)\sin\gamma; \qquad (3.119)$$
$$\Delta В = \varphi_{вл} - \varphi_{зад\,В} + (\alpha + \mu_a)\cos\gamma,$$

где

$$\varphi_{зад\,Г} = \arcsin\left(\frac{v^*_{цz}}{V_{ср}}\right); \qquad (3.120)$$
$$\varphi_{зад\,В} = \arcsin\left(-\frac{v_{цy}}{V_{ср}}\right);$$



мб 2016

$V_{cp} = V_{и} + k_{\varphi}$; $v^*_{цz}$, $v^*_{цy}$ (из алгоритма ОПДЦ);
$k_{\varphi} = -\frac{Д k_{27}}{\Delta Д_п}$, причем, если $\Delta Д_п \geqslant k_{28}$, то $\Delta Д_п = Д - k_{27}$; при $\Delta Д_п < k_{28}$ $\Delta Д_п = k_{28}$, где $k_{27}$ =4000 м = const; $k_{28}$ = 200 м = const.
Параметры $\varphi_{зад\,Г}$ и $\varphi_{зад\,В}$ рассчитываются по формулам (3.I20) при $|\varphi_{зад\,Г,В}| < \varphi_{огр}$; если $|\varphi_{зад\,Г,В}| \geqslant \varphi_{огр}$, то $\varphi_{зад\,Г,В} = \varphi_{огр}\, sign\, \varphi_{зад\,Г,В}$.
До выдачи команды ГОРКА $\varphi_{зад\,Г} = 0$. Здесь $sign\, x = \{1$ при $x \geqslant 0$; $-1$ при $x < 0\}$. Коэффициент $k_{\varphi}$ принимается равным $k_{\varphi} = \Delta v_{max}$ при $k_{\varphi} > \Delta v_{max}$. Если $k_{\varphi} \leqslant \Delta v_{max}$ и $k_{\varphi} < 200$ м/с, то принимается $k_{\varphi}$ = 200 м/с. Параметр $\Delta v_{max}$ принимает значения: $\Delta v_{max} = 350$ м/с при $H_{абс} < 12000$ м; $\Delta v_{max}$ = 450 м/с при $H_{абс} \geqslant 12000$ м.

Сигналы управления истребителем (3.II9) - (3.I20) ограничиваются величиной $\Delta_{огр\,Г,В}$, которая определяется зоной обзора индикатора ИЛС-3I и равна: $\Delta_{огр\,Г,В} = 12^0$ (в последующих модификациях ИЛС-3I $\Delta_{огр\,Г,В}$ будет увеличена до $45^0$). При $|\Delta Г, В| \leqslant \Delta_{огр\,Г,В}$ принимаются значения $\Delta Г, В$, рассчитанные по формулам (3.II9). Если $|\Delta Г,В| > \Delta_{огр\,Г,В}$, то $\Delta Г,В = \Delta_{огр\,Г,В}\, sign\, \Delta Г,В$.

При применении ракет Р-73 и Р-60М по признаку малых ракет $П_{мр}$, формируемому в алгоритме ПО, сигналы управления истребителем вычисляются в соответствии с выражениями:

$$\Delta Г = -\varphi_{гл} + (\mu_a - \mu_u)\sin\gamma;$$
$$\Delta В = \varphi_{вл} + (\mu_a - \mu_u)\cos\gamma,$$

где $\mu_u = -2^0$; при этом обеспечивается наведение по методу "кривая погони".

Второй частный алгоритм РУИ осуществляет вычисление сигнала $\Delta В$ при наличии команды АТАКА на этапе до выдачи команды ГОРКА и на высотах полета истребителя менее I,5 км на этапе после выдачи команды ГОРКА при применении управляемых ракет. На данном этапе (этапе сближения) осуществляется стабилизация превышения над целью, выбранного летчиком в зависимости от условий атаки.

Расчет сигнала $\Delta В$ производится по формуле

$$\Delta В^* = k_{21}(-\vartheta + \alpha\cos\gamma + \theta_{зад}),$$

где $k_{21}$ = I,0 - масштабный коэффициент; $\theta_{зад}$ - заданный угол наклона траектории; $\theta_{зад} = k_{13}\delta H$, где $k_{13}$ = 0,02 о / м - масштабный коэффициент;



2016

$$\delta H = \begin{cases} -H_{зад} + \Delta H_ц & \text{при} \quad k_{11} < H_{зад} < k_{10}, \\ -H_c + k_{10} & \text{при} \quad H_{зад} > k_{10}, \\ -H_c + k_{11} & \text{при} \quad H_{зад} < k_{11}, \end{cases}$$

где $\Delta H_{зад}$ - заданное превышение, устанавливаемое на пульте управления; $k_{10}$ = 15000 м - максимально допустимая высота полета; $\Delta H_ц$ - превышение цели; заданная высота полета $H_{зад} = H_c + \delta H$, где $H_c$ - относительная высота полета; $k_{11}$ = 2000 м - минимально допустимая высота полета.

При атаке цели, летящей на высоте менее 500 м, и высоте полета истребителя менее 1,5 км на этапе прицеливания после выдачи команды ГОРКА при применении управляемых ракет вырабатывается признак $П_{мв}$ (малая высота). В этом случае истребитель переводится в режим полета со стабилизацией превышения над целью (500 м), что обеспечивает безопасность полета. Параметр $\delta H$ рассчитывается по формуле $\delta H = k_{16} + \Delta H_ц$, где $k_{16}$ = 500 м - заданное превышение. Индексация во всех вышеприведенных выражениях соответствует принятой в алгоритме РУИ.

Сглаживание вычисленных значений параметра $\Delta B^*$ производится с использованием рекуррентного соотношения, аналогичного рассмотренному в параграфе 3.3 при формировании оценки доплеровской частоты и скорости ее изменения:

$$\Delta B_i = a_1 \Delta B_{i-1} + b_1 \Delta B_i^*,$$

где $a_1$ = 0,86; $b_1$ = 0,14 - коэффициенты цифрового фильтра; $\Delta B_{i-1}$ - значение параметра $\Delta B$, вычисленное на предыдущем шаге алгоритма. Постоянная времени цифрового фильтра $T_ф$ = 0,5 с.

В алгоритме предусмотрено ограничение параметров $\theta_{зад}$ и $\Delta B$, что обеспечивает требуемое качество управления и безопасность полета на малых высотах:

$$\theta_{зад} = \begin{cases} \theta_{зад} & \text{при} \quad \theta_{он} < \theta_{зад} < \theta_{ов}, \\ \theta_{ов} & \text{при} \quad \theta_{зад} > \theta_{ов}, \\ \theta_{он} & \text{при} \quad \theta_{зад} < \theta_{ов} \text{ и } \theta_{зад} < \theta_{он}; \end{cases}$$

$\theta_{OB}=45°, \; \theta_{OH}=-20°$ при $\Pi_{MB}=0$;

$\theta_{OB}=30°, \; \theta_{OH}=-10°$ при $\Pi_{MB}=1$;

$$\Delta B = \begin{cases} \Delta B & \text{при} \quad |\Delta B| \leq \Delta_{огр\,B}, \\ \Delta_{огр\,B} \, sign \, \Delta B & \text{при} \quad |\Delta B| > \Delta_{огр\,B}. \end{cases}$$

Третий частный алгоритм РУИ предназначен для формирования команд ГОРКА и ОТВОРОТ. Команда ГОРКА формируется при выполнении одного из условий: $|\varphi_{вл}| > \varphi_{огр}$ при $Д<Д_{нг}$, где дальность начала ГОРКИ $Д_{нг}=Д_{max\,г}-22\dot{Д}$. Команда ОТВОРОТ формируется при выполнении условия $Д \leqslant Д_{отв}$, где дальность начала отворота $Д_{отв}=Д_0-5,7\dot{Д}$. Команда ОТВОРОТ блокируется при

$$Д_0 = Д_{01} = \begin{cases} 0,9 \text{ км для Р-27, ЗПС;} \\ 1,9 \text{ км для Р-27, ППС;} \\ 0,5 \text{ км для малых ракет, ЗПС;} \\ 1,5 \text{ км для малых ракет, ППС.} \end{cases}$$

По команде ОТВОРОТ сигналы управления формируются в соответствии с выражениями

$$\Delta B = C_1; \qquad \Delta Г = C_2 \, sign \, \omega_г ,$$

где $C_1=C_2=const$. Если в момент выдачи команды ОТВОРОТ истребитель имеет траекторный угол более $5^0$, то сигнал $\Delta B$ обнуляется.

### 3.4.5. Алгоритм расчета зон разрешенных пусков ЗРП

Алгоритм ЗРП начинает работать при формировании команды $C_{A+\tau}=1$. Частота счета данного алгоритма $F_{сч}$ = 10 Гц. В алгоритме ЗРП реализована следующая логика пуска ракет:

- пуск первой ракеты производится на дальности $Д_{p\,max\,1}$, которая вычисляется исходя из гипотезы, что цель не маневрирует либо маневрирует на истребитель;
- пуск второй ракеты производится на дальности $Д_{p\,max\,2}$, которая рассчитывается из условия, что цель маневрирует от истребителя с постоянной перегрузкой;
- в зависимости от боевой обстановки допускается залповый пуск ракет.

Формулы для расчета разрешенных дальностей пуска $Д_{p\,max1}$, $Д_{p\,max2}$, $Д_{p\,min}$ и других параметров универсальны и могут быть использованы для любого типа ракет. Учет особенностей каждой ракеты производится с помощью баллистических коэффициентов $f_{01}$, $f_{H1}$, $f_{v1}$; $f_{02}$, $f_{H2}$; $f_{v2}$; $f_{03}$, $f_{H3}$, $f_{v3}$ (см.табл. 3.6).

Таблица 3.6

| Тип ракеты | $f_{01}$, м/с | $f_{H1}$, 1/с$^2$ | $f_{v1}$, 1/с | $f_{02}$, м/с$^{3/2}$ | $f_{H2}$, 1/с$^{3/2}$ | $f_{v2}$, 1/с$^{1/2}$ | $f_{03}$, 1/с$^2$ | $f_{H3}$, 1/с$^2$ | $f_{v3}$, 1/с |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Р-27Р1 | 142,0 | 0,0039 | 0,0600 | 170 | $5\cdot10^{-3}$ | 0,07 | 0 | 0,0000 | 0 |
| Р-73Э | 326,0 | 0,00690 | 0,3200 | 287 | $7\cdot10^{-3}$ | 0,1 | 0 | 0,0000 | 0 |
| Р-60МК | 232,0 | 0,00830 | 0,3200 | 165 | $0,5\cdot10^{-3}$ | 0,00 | 0 | 0,0000 | 0 |

Дальности пуска $Д_{p\,max1}$, $Д_{p\,max2}$, $Д_{p\,min3}$ выдаются на индикацию в СЕИ-31. Дальность пуска по маневрирующей цели $Д_{p\,max2}$ является информационной и в формировании команды $Д_p$ (дальность пуска разрешенная) не участвует. Счет алгоритма ЗРП начинается при наличии команды $C_{A+\tau}$ и поступлении признаков выбранных к применению ракет: $П_{470p}$, $П_{72}$, $П_{60M}$, которые формируются в алгоритме ПО в зависимости от вида оружия и наличия его на подвесках.

Команда $Д_p$ выдается при выполнении условия:

$$Д_{p\,min} \leq Д < Д_{p\,max1} \quad и \quad \cos\varphi_{гл}\cos\varphi_{вл} \geq C_0 = 0,64$$

При этом разрешенная дальность $Д_{p\,max1}$ вычисляется по формуле

$$Д_{p\,max1} = Д_{p\,max} - t_{cx}\dot{Д},$$

где $Д_{p\,max} = \dot{Д}_{рц} t_к$; $\dot{Д}_{рц}$ - средняя скорость сближения ракеты с целью, зависящая от средней скорости ракеты $V_{cp}$ и проекций скорости цели на оси антенной СК $v^*_{цx}$, $v^*_{цy}$, $v^*_{цz}$ (из алгоритма ОПДЦ); $t_к$ - максимальное время полета ракеты, вычисляемое исходя

из допустимой конечной скорости ракеты, а также с учетом скорости ракеты в конце активного участка и баллистических коэффициентов $F_1, F_2$ и $F_3$ ; $t_{cx}$ - время схода ракеты. Средняя скорость ракеты в общем случае является функцией $V_{cp}(t) = V_{cp}(t, t_o, t_{pд}, V_н, F_1, F_2, F_3)$ и рассчитывается по различным формулам в зависимости от соотношения текущего времени $t$ и параметров $t_o$ и $t_{pд}$, где $t_o$ - время разгона ракеты; $t_{pд}$ - время работы двигателя ракеты.

Таблица 3.7

| Тип ракеты | $t_o$ |
|---|---|
| Р-27РI | 5,0 |
| Р-73Э | 3,0 |
| Р-60МК | 3,0 |

Средняя скорость сближения ракеты с целью $\dot{Д}_{рц}$ зависит от $V_{cp}, v^*_{цx}, v^*_{цy}, v_{цz}$ и поправки, учитывающей уменьшение $Д_{pmax1}$ за счет ошибок прицеливания. Баллистические коэффициенты $F_1 - F_3$ являются функциями коэффициентов $f_{01} - f_{03}$, $V_н$, а также соответственно $F_1$ и $F_3 - H_{aбc}$; $F_2 - H_p$, где $H_p$ - высота полета ракеты, равная взвешенной сумме $H_{aбc}$ и $H_ц$ .

Максимальная разрешенная дальность пуска $Д_{pmax2}$ вычисляется по формуле

$$Д_{pmax2} = Д_{pmax} A - t_{cx} \dot{Д},$$

где параметр А зависит от типа ракеты, $H_{aбc}$ и $\cos q = -v^*_{цx}/V^*_ц$.

Минимальная разрешенная дальность пуска рассчитывается исходя из времени выбора ракетой при полете с максимальной перегрузкой ошибок, имевших место на момент пуска:

$$Д_{p\,min} = Д_{min} - t_{cx} \dot{Д},$$

где $Д_{min} = \dot{Д}_{рц} t_{min}$ ; $t_{min}$ зависит от линейной начальной ошибки

13*

пуска ракеты, $H_р$ и $V_и$, а также параметра $t_{ну}$, причем $t_{ну} < t_{min} \leq t_{max}$; $t_{ну}$ и $t_{max}$ составляют для ракет Р-27РI, соответственно 2 с и 60 с и для ракет Р-73Э и Р-60МК соответственно I с и 20с.

Максимальная дальность пуска, необходимая для расчета команды ГОРКА, вычисляется по формуле

$$Д_{maxг} = \dot{Д}_{рк}\, t_к;$$

где $\dot{Д}_{рк}$ - конечная скорость сближения ракеты с целью.

Дальность $Д_{рmax1}$, $Д_{рmax2}$, $Д_{maxг}$ ограничиваются дальностью пуска $Д_п$, которая в зависимости от наличия помех принимает следующие значения: $Д_п = 2{,}5 Д_{пор}$ при отсутствии помех ($П_{дост} Д/\dot{Д} = 1$); $Д_п = 1{,}5 Д_{пор}$ при наличии помех ($П_{дост} Д/\dot{Д} = 0$)

Дальность $Д_{пор}$ зависит от высоты полета цели, ее размеров и полусферы. Она рассчитывается в алгоритме РКР.

Для формирования команды БД (ближняя дистанция) и команды КОНЕЦ ПОДСВЕТА (в алгоритме РКР) в алгоритме ЗРП методом итераций вычисляется полетное время $t_п$:

$$t_п = \frac{Д}{Д_{рц}},$$

где $\dot{Д}_{рц} = -\dot{Д} + \Delta V$; $\Delta V$ составляет для ракет Р-27РI, ракеты Р-73Э и ракеты Р-60МК соответственно 280, и 200 м/с.

Для формирования команды ПОДГОТОВКА 2 в алгоритме РКР алгоритм ЗРП выдает команду ПОДГОТОВКА (ПОДГ.=I) при условии $Д \leq Д_{рmax1} - 5\dot{Д}$. В условиях помех и отсутствия команд наведения с НАСУ при применении малых ракет вместо $Д_{min}$ формируется команда НОП (недопустимая ошибка пуска), которая выдается на индикацию.

При наличии полной информации о цели (признак $П_{зрпп} = 0$) разрешение дальности пуска и другие параметры вычисляются по полным формулам с использованием стандартных подпрограмм для $V_{cр}$ и $Д_р$. При действии помех ($П_{зрпп} = I$) сигналы и команды на ракеты формируются по упрощенному алгоритму.

### 3.4.6. Алгоритмы целеуказания управляемым ракетам с ТГС

Как отмечалось в параграфе I.2, на самолета МиГ-29Б имеется 6 точек подвески для управляемых ракет с ТГС. Автоматические

пусковые устройства отклонены от вертикали на углы $\mu_i$, величины которых зависят от номера подвески $i$ (см.табл.3.8). Продольная ось ракеты, расположенной на любой подвеске, отклонена относительно строительной горизонтали самолета СГС на $2^0$ вниз.

Таблица 3.8

| Тип ракеты | Номер подвески | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | 5 | 3 | I | 2 | 4 | 6 |
| Р-73Э(Р-60МК) | $-I,5^0$ | $-I,0^0$ | $-0,5^0$ | $-0,5^0$ | $I,0^0$ | $I,5^0$ |

При воздействии перегрузок крылья истребителя подвержены упругой деформации, что учитывается при формировании целеуказания ракетам. Скручивание крыльев происходит в двух плоскостях: на угол $\gamma_{ск}$ относительно СГС; на угол $\alpha_{ск}$ относительно оси крыльев.

Целеуказание ракет Р-73Э осуществляется только по углам визирования цели:

$$\varphi_I = \arcsin\{(-B_i \sin\Delta_i + B_2 \cos\Delta_i)\sin A_i - B_3 \cos A_i\};$$

$$\varphi_{II} = \arcsin\{\frac{1}{\cos\varphi_{II}}[(-B_1 \sin\Delta_i + B_2 \cos\Delta_i)\cos A_i + B_3 \sin A_i]\},$$

где $A_i = 45° + (-1)^i \mu_i + (-1)^{i+1} k_{i\gamma} n_y$;

углы $\varphi_I$, $\varphi_{II}$ для Р-73( изменяются в диапазоне от $-45^0$ до $45^0$.

Для ракеты Р-60МК, как и для ракеты Р-73Э, целеуказание осуществляется только по углам визирования цели. Целеуказание формируется в виде проекции единичного вектора, направленного по оси антенны БРЛС, на оси СК, связанной с корпусом ракеты:

$$\varepsilon_y = (-B_1 \sin\Delta_i + B_2 \cos\Delta_i)\cos A_i + B_3 \sin A_i;$$

$$\varepsilon_z = (-B_2 \cos\Delta_i + B_1 \sin\Delta_i)\sin A_i + B_3 \cos A_i,$$

где $A_i = (-1)^i \mu_i + (-1)^{i+1} k_{i\gamma} n_y$; $\varepsilon_y$ и $\varepsilon_z$ изменяются в диапазоне от -0,342 до 0,342.

Частота счета алгоритма ЦУТТС равна 20 Гц. В одном машинном такте производится вычисление целеуказаний для ракет одного типа, находящихся на выбранной и симметричной ей подвесках.

# Глава 4

## РАДИОЛОКАЦИОННАЯ ГОЛОВКА САМОНАВЕДЕНИЯ РГС-27Р1 И ЕЕ СОПРЯЖЕНИЕ С СУВ-29Э

### 4.1. Назначение и состав РГС-27 и сопрягаемой с ней аппаратуры

Наименование "радиолокационная головка самонаведения РГС-27" является условным и введено ради использования на практике более краткого названия информационной подсистемы на ракете Р-27Р1.

Как уже отмечалось, в состав рассматриваемой здесь информационной подсистемы входят инерциальный измеритель с вычислителем сигналов управления, именуемым псевдокинематическим звеном, ракетная аппаратура системы радиокоррекции, приемное дискретное устройство связи с аппаратурой самолета и полуактивная радиолокационная головка самонаведения. Чтобы терминология в данном пособии и официальном техническом описании была одинаковой, в последующем информационная подсистема ракеты Р-27Р1 будет называться радиолокационной головкой самонаведения РГС-27. Эта головка сопрягается с самолетной аппаратурой целеуказания и передающей установкой системы радиокоррекции. Самолетная аппаратура целеуказания обеспечивает подготовку аппаратуры ракеты, а система радиокоррекции корректирует работу вычислителя сигналов управления при использовании им данных инерциального измерителя.

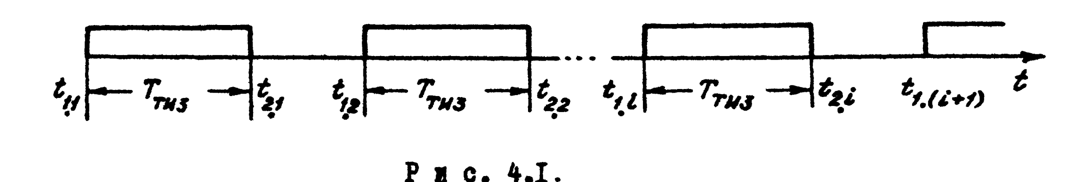
РГС-27 формирует команды и сигналы управления ракетой, обеспечивающие требуемую точность ее наведения на неманеврирующие и маневрирующие воздушные цели при всех условиях боевого применения самолета-носителя, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, с любых направлений, на фоне земли и водной поверхности, в условиях радиоэлектронного подавления со стороны противника. Кроме того, РГС-27 вырабатывает команды, по которым подготавливается к применению радиовзрыватель ракеты.



м/б 12924

### 4.2. Принцип подсвета цели и режимы работы РГС-27Р1

РГС-27 функционирует совместно с системой управления вооружением самолета МиГ-29Б. Для этапа полуактивного самонаведения ракеты характерно то, что подсвет цели осуществляется передатчиком БРЛС в едином диапазоне частот для БРЛС и РГС-27. Отсутствие специального передатчика подсвета цели на самолете привело к необходимости использовать прерывистый сигнал подсвета (см.рис.4.I).




Р и с. 4.I.

В течение интервалов времени $t_{1.1}$ $t_{2.1}$, $t_{1.2}$ $t_{2.2}$... $t_{1.i}$ $t_{2.i}$ и т.д., длительность каждого из которых составляет $T_{тиз}$ = 30,72 мс, передатчик БРЛС вырабатывает монохроматический сигнал подсвета цели. Этот сигнал обеспечивает полуактивное самонаведение ракеты. В течение 20,48 мс между интервалами подсвета цели для самонаведения ракеты реализуется импульсный режим работы передатчика БРЛС. В этом режиме сигналы, отраженные от цели, используются для функционирования БРЛС.

Чтобы обеспечивалась работа РГС при прерывистом сигнале подсвета , в ней предусмотрены соответствующие устройства стробирования. Стробирование в РГС синхронизируется в соответствии с временной диаграммой работы передатчика БРЛС.

Различают следующие три режима работы РГС-27:

- режим отработки целеуказания, называемый также режимом предстартовой подготовки;
- режим инерциального наведения;
- режим полуактивного самонаведения.

Режим целеуказания реализуется при нахождении ракеты на подвеске. Режим инерциального наведения используется тогда, когда пуск ракеты осуществляется при расстоянии $Д_{пс}$ до цели, превышающем разрешенную дальность захвата $Д_з = l_{рз}$ цели головной самонаведения на автосопровождение. Если $Д_{пс} \geqslant 1,5 Д_з$, то наведение ракеты до момента перехода РГС в режим автосопровождения



мб 2016

цели реализуется по сигналам инерциального измерителя, корректируемым сигналами радиокоррекции, которые передаются на ракету с самолета-носителя. Сигналы радиокоррекции принимаются на ракете в течение тех же промежутков времени $t_{1i}, t_{2.i}$ ( $i$ = I, 2,...), что и в режиме полуактивного самонаведения. При $Д_{пс} < 1,5 Д_з$ наведение ракеты до момента перехода РГС в режим автосопровождения цели производится по некорректированным сигналам инерциального измерителя. После захвата сигнала цели радиолокационной головкой самонаведения начинается полуактивное самонаведение ракеты.

## 4.3. Методы наведения ракет Р-27Р1

Основным для ракет Р-27Р1 является модифицированный метод пропорционального наведения, именуемый также методом пропорционального наведения со смещением. При достижении углов пеленга, близких к предельным, а также при больших углах атаки вместо модифицированного метода пропорционального наведения используется метод наведения с постоянным углом упреждения, что предотвращает срыв процесса наведения.

Параметры рассогласования $\Delta n_a$ I, II для управления ракетой в плоскостях I-I и II-II (рис.4.2) при модифицированном методе пропорционального наведения и условии, что РГС осуществляет автосопровождение цели, имеют следующий вид:

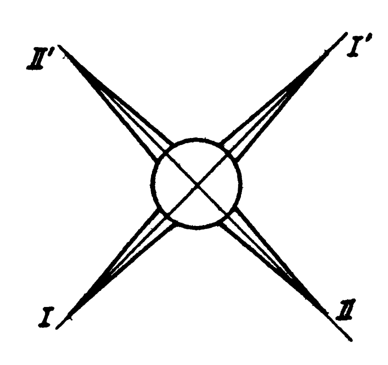
$$\Delta n_a I, II = n_{ап} I, II = n_{зад} I, II - n_ф I, II, \qquad (4.I)$$

где $n_{зад} I, II$ и $n_ф I, II$ - заданные и фактические перегрузки ракеты в антенной (визирной) системе координат $OX_aZ_aY_a$. Ось $OX_a$ этой системы совпадает с равносигнальным направлением (РСН), а оси $OZ_a$ и $OY_a$ перпендикулярны к оси $OX_a$ и образуют правую прямоугольную систему координат. Когда ось $OX_a$ направлена вдоль продольной оси ракеты, плоскости $OX_aZ_a$ и $OX_aY_a$ совпадают с плоскостями I-I и II-II соответственно. В (4.I) и всюду далее символом I обозначаются переменные для плоскости $OX_aZ_a$, а символ II относится к плоскости $OX_aY_a$. Это означает, что (4.I) содержит два уравнения, одно из которых определяет параметр рассогласования $\Delta n_a I$, а другой - $\Delta n_a II$.

Значения $n_{зад}$ I, II при работе РГС в режиме автоматического сопровождения цели вычисляются по следующим формулам:

$$n_{зад}\, I, II = \frac{N_0}{g}\left(T_y^{-1}\dot{l}_{z,y} + \frac{k_j}{T_j p + 1}|\dot{l}_n|\Delta\Omega\, I, II\right), \qquad (4.2)$$

где $N_0 = 4$ - навигационная постоянная; $T_y = \frac{l_x}{|\dot{l}_n|}$ - время управления ракетой на этапе ее самонаведения, $l_x$ - проекция дальности до цели на равносигнальное направление (РСН) $OX_a$ антенны РГС; $|\dot{l}_n|$ - скорость сближения ракеты с целью в направлении оси $OX_a$ $\dot{l}_{z,y}$ - проекции относительной скорости движения цели и ракеты на оси $OZ_a$ и $OY_a$ ; $\Delta\Omega\, I, II$ - составляющие угловой скорости линии визирования в плоскостях $OX_aZ_a$ и $OX_aY_a$ обусловленные маневром цели; $k_j$ и $T_j$ - коэффициент передачи и постоянная времени сглаживающего фильтра, называемого фильтром оценки маневра.




Р и с. 4.2.

Если учесть, что угловые отклонения цели относительно РСН обычно малые, то можно считать, что $l_x = Д$ и $|\dot{l}_n| = |\dot{Д}|$, где $Д$ - расстояние между ракетой и целью, отсчитываемое в направлении линии визирования цели. В таких условиях $T_y^{-1}\dot{l}_{z,y}$ в (4.2) можно заменить более часто употребляемым произведением $|\dot{Д}|\Omega_n I, II$, где $\Omega_n I, II$ - прогнозируемые (вычисляемые) значения угловой скорости линии визирования цели в плоскостях $OX_aZ_a$ и $OX_aY_a$. При этом значения $\Omega_n I, II$ рассчитываются в соответствии с гипотезой о равномерном и прямолинейном движении цели.

Заменив $T_y^{-1}\dot{l}_{z,y}$ в (4.2) на $|\dot{l}_n|\Omega_n I, II$, найдем, что первое слагаемое в (4.2) равняется $\frac{N_0}{g}|\dot{l}_n|\Omega_n I, II$, и, как известно, харак-

теризует требуемые перегрузки ракеты в плоскостях $OX_a Z_a$ и $OX_a Y_a$ при обычном методе пропорционального наведения.

Сигналы $\Delta\Omega I, II$ по существу определяют ошибки вычисления составляющих угловой скорости линии визирования цели в плоскостях $OX_a Z_a$ и $OX_a Y_a$, обусловленные главным образом маневром цели. Поэтому слагаемые $\frac{N_0}{g}|\dot{l}_n|\Delta\Omega I, II$ в (4.2) отображают дополнительные требуемые перегрузки ракеты в тех же плоскостях $OX_a Z_a$ и $OX_a Y_a$, необходимые для учета маневра цели. Совокупность двух слагаемых в (4.2) и характеризует параметры рассогласования при модифицированном методе пропорционального наведения.

При наведении ракеты по сигналам инерциального измерителя параметры рассогласования также определяются уравнениями (4.I). Однако при этом

$$n_{зад}\, I, II = \frac{4}{g\, T_y^*}\left(\dot{l}_{z,y} + 1,5\,\frac{l_{z,y}}{T_y^*}\right). \qquad (4.3)$$

Здесь $T_y^* = (l_x - 0,8 l_{pз})/|\dot{l}_n|$ - время управления ракетой при использовании сигналов инерциального измерителя, а $l_{pз}$ - разрешенная дальность захвата цели на автосопровождение радиолокационной головкой самонаведения.

Принимая во внимание, что $l_x = Д$ и $|\dot{l}_n| = |\dot{Д}|$, если функционирует система радиокоррекции, первое слагаемое в (4.3) можно представить в виде $\frac{4Д}{g(Д-0,8l_{pз})}|\dot{l}_n|\Omega_n I, II$. Здесь $\frac{4Д}{Д-0,8l_{pз}}$ следует трактовать как навигационную постоянную для метода пропорционального наведения, зависящую от $Д$, а само первое слагаемое - как требуемые перегрузки ракеты при методе пропорционального наведения. Если считать, что $\frac{l_{z,y}}{T_y^*} = \dot{l}_{z,y}$, где $\dot{l}_{z,y}$ - нормальные к линии визирования относительные скорости движения ракеты и цели, то второе слагаемое в (4.3) можно интерпретировать так же, как и второе слагаемое в (4.2).

Параметры рассогласования в антенной системе координат при наведении ракеты по методу постоянного угла упреждения определяются следующими уравнениями:

$$\Delta n_a I, II = n_{ап} I, II = -k_\varphi(\varphi_r I, II - \varphi_{доп} I, II) \text{ при } \varphi_r I, II > 0; \quad (4.4)$$

$$\Delta n_a I, II = n_{ап} I, II = -k_\varphi(\varphi_r I, II + \varphi_{доп} I, II) \text{ при } \varphi_r I, II < 0, \quad (4.5)$$

где $\varphi_r I$ и $\varphi_r II$ - углы пеленга цели в плоскостях $OX_a Z_a$ и $OX_a Y_a$; $\varphi_{доп} I$ и $\varphi_{доп} II$ - допустимые значения углов пеленга в тех же плоскостях $OX_a Z_a$ и $OX_a Y_a$; $k_\varphi$ - коэффициент пропорциональности; $\Delta n_a I, II$ - требуемые приращения перегрузок ракеты в плоскостях $OX_a Z_a$ и $OX_a Y_a$ для устранения ошибок ее наведения.

РГС-27 измеряет $\varphi_r I, \varphi_r II, \Delta\Omega I, \Delta\Omega II$ и скорость сближения ракеты с целью.

## 4.4. Формирование и передача на ракету Р-27Р1 разовых команд, сигналов целеуказания и сигналов радиокоррекции

### 4.4.I. Формирование разовых команд и сигналов целеуказания до схода ракеты

Разовые команды и сигналы целеуказания при нахождении ракеты Р-27Р1 на подвеске формируются главным образом в БЦВМ РЛПК, которая получает данные от БРЛС и датчиков параметров собственного движения самолета. Наряду с этим имеется небольшое количество аналоговых команд, формируемых вне БЦВМ. Сформированные команды и сигналы подаются на два блока преобразования информации (БПИ), связанные через авиационные пусковые устройства (АПУ) с правыми и левыми подвесками ракет соответственно. Часть данных с БПИ поступает в систему управления оружием (СУО-29) и далее через АПУ на ракеты. Связь перечисленных выше устройств и систем показана на рис.I.I.

Две разовые команды НАКАЛ и ПОДГОТОВКА (ПОДГ.) поступают на ракеты в аналоговой форме в виде напряжения +27В. Команда НАКАЛ формируется на взлете при уборке переднего шасси самолета. Команда ПОДГ. выдается при нажатии летчиком кнопки ЗАХВАТ. В аналоговой форме от ракеты приходит команда ГГ (ГОЛОВКА ГОТОВА), которая, в конечном итоге, отображается в виде отметки на индикаторе ИЛС-3I, сигнализируя летчику о готовности ракеты к пуску.

Остальные разовые команды и сигналы целеуказания вырабатываются в цифровой форме с помощью БЦВМ и по двухпроводным мультиплексным шинам поступают в БПИ, где они преобразуются и размножаются для разных подвесок ракет. Формирование разовых команд в БЦВМ осуществляется алгоритмами: РКП (разовые команды подготов-

ки оружия), РКР (разовые команды для ракет), ФСХ (формирование команды схода), РК (целеуказание РГС).

Алгоритм РКП формирует команду ПОДГОТОВКА 2 (ПОДГ.2) по следующей логике:

- для ППС при $H_н > 12$ км

  ПОДГ.2 = ПОДГ.$\times A$;

- для ППС при $H_н < 12$ км

  ПОДГ.2 = ПОДГ.$' \times A$;

- для ЗПС

  ПОДГ.2 = ПОДГ.$' \times A$.

Знак " $x$ " в приведенных логических формулах означает операцию И. Символом „$A$" обозначена команда АТАКА, а $H_н$ указывает на высоту полета самолета-носителя. Команда ПОДГОТОВКА$'$(ПОДГ.$'$) формируется в алгоритме ЗРП (вычисление зон разрешенного пуска) при выполнении условия

$$Д \leqslant Д_{p\,max\,1} + 5|\dot{Д}|,$$

где $Д$ - текущая дальность до цели; $Д_{p\,max\,1}$ - максимальная разрешенная дальность пуска ракеты по неманеврирующей цели; $|\dot{Д}|$ - скорость сближения.

Приведенное соотношение означает, что команда ПОДГ.$'$ вырабатывается за 5 с до достижения самолетом максимальной разрешенной дистанции пуска ракеты.

Алгоритм РКР. В алгоритме РКР выделим лишь те команды, которые поступают в РГС-27. Все команды в алгоритме РКР вырабатываются только при наличии команды АТАКА + 2 с ( А + 2 с):

а) Команды $H < 8$ км и $H > 18$ км

Для формирования этих команд в качестве высоты $H$ берутся:

- при $|\Delta H| \leqslant 5$ км $H_{ср}$;

- при $|\Delta H| > 5$ км $H_ц$ или $H_н^* = H_н + 0{,}25\Delta H$.

В приведенных условиях $\Delta H$ - высота превышения (принижения) цели относительно самолета.

б) Команда $H_ц < H_н$ вырабатывается, когда высота цели становится меньше высоты полета самолета.

в) Команда ЗПС$\times H_ц < 1$ формируется при атаке в ЗПС цели, летящей ниже 1 км. Признак ЗПС вырабатывается в алгоритме ВИБП (выбор источника информации для боевого применения) по условию $v_{цx} > 0$, где $v_{цx}$ - проекция скорости цели на линию визирования.

г) Команда ПхРЛС возникает при создании помехи дальномерному каналу РЛС.

д) <u>Команда $H_p$</u> - номер ракеты - принимает значения $H_p 1$ и $H_p 2$. При этом ракете левого борта присваивается номер один, а ракете правого борта-номер два.

е) <u>Команда БД</u> (БЛИЖНЯЯ ДИСТАНЦИЯ), которая формируется при условии, что прогнозируемое время полета ракеты $t_п$ до встречи с целью меньше 7 с.

<u>Алгоритм ФСХ</u> осуществляет последовательный опрос всех подвесок, на которых могут находиться управляемые ракеты. Команда СХОД (СХ) формируется в том случае, если на предыдущем цикле опроса алгоритм ФСХ зафиксировал наличие ракеты на данной подвеске, а в текущем такте опроса наличие ракеты не подтверждается. Команда СХ используется для формирования в алгоритме РКР разовых команд, а также сигналов радиокоррекции и передачу их на ракету после ее схода.

<u>Алгоритм РК</u> функционирует на этапе подготовки ракеты к пуску, решая задачи целеуказания.

Целеуказание необходимо для введения начальных данных в РГС-27. Оно делится на две части:

- целеуказание по углам;
- целеуказание по линейным отклонениям и скоростям изменения линейных отклонений.

Целеуказание по углам предназначено для ориентировки равносигнальной линии антенны РГС в определенном направлении. Это направление зависит от того, будет ли использована система радиокоррекции на начальном участке траектории или наведение на этом участке производится только автономной системой. Логика выбора зависит от расчетного времени полета $t_{рз1}$ ракеты до перехода ее на самонаведение

$$t_{рз1} = \frac{Д_{пс} - 1{,}5Д_з}{\dot{Д}_{рц}}, \qquad (4.6)$$

где $Д_{пс}$ - дальность пуска ракеты; $\dot{Д}_{рц}$ - расчетная скорость сближения ракеты с целью (принимается положительной при сближении); $Д_з$ - дистанция перехода ракеты на самонаведение.

Величина $Д_з$ приводится в табл.4.I.

Таблица 4.I

| Тип цели | ППС, ЗПС при $H_ц$>I км | ЗПС при $H_ц$<I км |
|---|---|---|
| Большая цель (БЦ) | $Д_{з1}$ = 40 км | 5 км |
| Средняя цель (СЦ) | $Д_{з2}$ = 25 км | 3,I25 км |
| Малая цель (МЦ) | $Д_{з3}$ = I2 км | I,5 км |

Из табл.4.I следует, что при атаке в ЗПС при полете цели на высоте, меньшей I км, значение $Д_з$ уменьшается от исходного значения в 8 раз. Тип цели устанавливается летчиком с помощью ручки БАЗА, размещенной на пульте ПСР-3I.

Величины $Д_{пс}$ и $\dot{Д}_{рц}$, необходимые при вычислении $t_{рз1}$, поступают из алгоритма расчета зон разрешенного пуска (ЗРП).

Если в результате расчета окажется $t_{рз1} \leqslant 0$, то на ракете не воспринимаются сигналы радиокоррекции. На начальном участке траектории наведение осуществляется с помощью данных, полученных от псевдокинематического звена (ПКЗ), а в качестве исходных углов для целеуказания $\varphi_{ву}$ и $\varphi_{гу}$ используются углы пеленга цели $\varphi_{вл}$ и $\varphi_{гл}$, измеряемые с помощью БРЛС, т.е.

$$\left.\begin{aligned} \varphi_{ву} &= \varphi_{вл}; \\ \varphi_{гу} &= \varphi_{гл}. \end{aligned}\right\} \qquad (4.7)$$

Другими словами, перед пуском ракеты РСН антенны РГС должно быть установлено в направлении на цель.

При $t_{рз1} > 0$ антенна РГС выставляется в упрежденное положение относительно цели так, чтобы ее РСН было направлено в ту точку пространства, где будет находиться цель к моменту ее захвата на автосопровождение головкой самонаведения:

$$\left.\begin{aligned} \varphi_{ву} &= \varphi_{вл} + \frac{1}{3}\hat{\omega}_{вл} t_{рз1}; \\ \varphi_{гу} &= \varphi_{гл} + \frac{1}{3}\hat{\omega}_{гл} t_{рз1} \end{aligned}\right\}, \qquad (4.8)$$

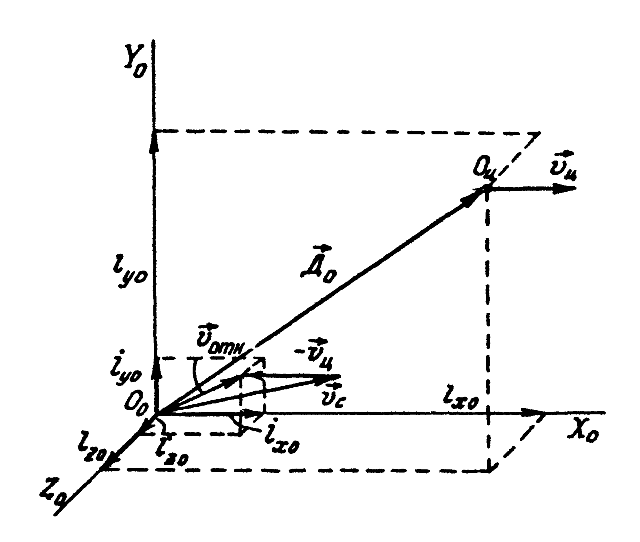
где $\hat{\omega}_{вл}$, $\hat{\omega}_{гл}$ - составляющие угловой скорости линии визирования, вычисляемые в алгоритме ОПДЦ (определение параметров движения цели).

Для того чтобы выставить антенну РГС по углам целеуказания, необходимо повернуть ее на угол $\gamma$ относительно продольной оси ракеты и на углы $\varphi I$, $\varphi II$ в плоскостях управления антенной РГС. Пересчет углов $\gamma_a$ (угол поворота антенны БРЛС относительно продольной оси самолета), $\varphi_{гу}$ и $\varphi_{ву}$ к углам целеуказания $\gamma$, $\varphi I$, $\varphi II$ производится по довольно сложным формулам, которые здесь не приводятся.

Отметим, что при $t_{рз1} \leqslant 0$, когда ракета наводится по данным ПКЗ, антенна РГС не стабилизируется в пространстве, а управляется сигналами ПКЗ. Если $t_{рз1} > 0$, то антенна РГС стабилизируется

в пространстве, фиксируя опорную систему координат, в которой ракета отрабатывает поправки, передаваемые по линии радиокоррекции.

Начальные линейные отклонения $l_{x0}, l_{y0}, l_{z0}$ являются проекциями вектора относительной дальности $\vec{Д}_0$ на оси опорной декартовой системы координат (ОДСК) в момент пуска ракеты (рис.4.3). Они вычисляются в алгоритме РК и запоминаются в аппаратуре ракеты. Аналогично этому составляющие $\dot{l}_{x0}, \dot{l}_{y0}, \dot{l}_{z0}$ вектора относительной скорости $\vec{v}_{отн} = \vec{v}_c - \vec{v}_ц$ вычисляются в том же алгоритме РК и запоминаются в аппаратуре ракеты.




Р и с. 4.3.

Сигналы целеуказания (алгоритм РК) включаются при одновременном наличии команды ПОДГ.2 и признака ракеты Р-27Р. До появления признака ПД (поджиг двигателя) для каждой из подвесок считается начальное целеуказание по углам, по относительной дальности и скорости. При наличии признака ПД для какой-либо подвески формируется команда ПЦУ (ПАМЯТЬ ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ), по которой данные целеуказания запоминаются на ракете, и начинает функционировать альгоритм РКI (формирование сигналов радиокоррекции)

## 4.4.2. Формирование сигналов радиокоррекции и разовых команд после схода ракеты

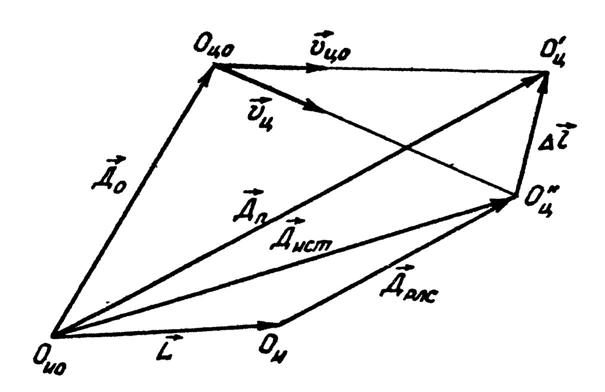
Система радиокоррекции предназначена для обеспечения управляемого полета ракеты с учетом маневра цели при отсутствии захвата РГС. Задача управления сводится к выводу ракеты в определенное положение относительно цели, в котором выполняются условия захвата цели РГС по углам и частоте Доплера. При этом ошибки по углам и скорости сближения не должны превосходить $\Delta\varphi = \pm 6^0$, $\Delta \dot{Д} = \pm 150$ м/с.

В вычислителе сигналов управления ракетой, именуемом также псевдокинематическим звеном (ПКЗ), производится счисление пути и скорости ракеты относительно начальных условий, выданных с носителя, путем интегрирования сигналов ДЛУ, установленных в осях ОДСК.

Поскольку измерить координаты ракеты с помощью БРЛС не представляется возможным, в БЦВМ носителя моделируется движение цели так, как оно понимается в ПКЗ ракеты, т.е. с учетом принятой гипотезы о движении цели и начальных ошибок целеуказания. Если полет цели соответствует принятой гипотезе $(\vec{v}_{ц0} = const)$, то ее координаты, определенные в ПКЗ ракеты и измеренные на самолете в ОДСК будут одинаковыми. Те же координаты выдает и БЦВМ самолета. При маневре цели появится расхождение между координатами, измеренными БРЛС, и прогнозируемыми координатами БЦВМ. Эти расхождения в качестве поправок с помощью системы радиокоррекции передаются на борт ракеты.

Описанную выше ситуацию иллюстрирует рис.4.4. В момент пуска ракеты цель и истребитель находились соответственно в точках $О_{ц0}$ и $О_{и0}$. Цель, перемещающаяся в соответствии с гипотезой $\vec{v}_{ц0} = const$, через время $t$ окажется в точке $О'_ц$, и ее координаты, вычисляемые ПКЗ ракеты и БЦВМ самолета, будут характеризоваться в ОДСК вектором $\vec{Д}_п$ (прогнозируемая дальность). Действительный полет цели происходит с вектором скорости $\vec{v}_ц$, и спустя время $t$ цель окажется в точке $О''_ц$ на удалении от истребителя $О_и$, характеризуемом вектором $\vec{Д}_{РЛС}$. Составляющие вектора $\vec{Д}_{РЛС}$ измеряются БРЛС. Пройденный истребителем путь задается вектором $\vec{L}$, составляющие которого определяются в системе счисления по данным измерения параметров собственного движения самолета. Таким образом, на истребителе может быть определен вектор $\vec{Д}_{ист}$ истинной дальности до цели

$$\vec{Д}_{ист} = \vec{L} + \vec{Д}_{РЛС}. \tag{4.9}$$




Р и с. 4.4

Сопоставляя векторы $\vec{Д}_п$ и $\vec{Д}_{ист}$, нетрудно найти вектор поправок $\Delta\vec{l}$, которые должны быть переданы на ракету с тем, чтобы там можно было определить истинные координаты цели:

$$\Delta\vec{l} = \vec{Д}_{ист} - \vec{Д}_п \quad \text{или}$$

$$\vec{Д}_{ист} = \vec{Д}_п + \Delta\vec{l}. \tag{4.10}$$

Как будет показано далее, сигналы коррекции поступают на борт ракеты с частотой I Гц, что приводит к значительному расхождению данных между коррекциями. Чтобы устранить это, наряду с линейными отклонениями $\Delta\vec{l}$ передаются скорости изменения этих отклонений

$$\Delta\dot{l} = \vec{v}_ц - \vec{v}_{ц0}, \tag{4.11}$$

где $\vec{v}_{ц0}$ - вектор скорости цели, принятый по гипотезе о равномерном и прямолинейном движении цели; $\vec{v}_ц$ - фактический вектор скорости цели, вычисляемый на основе измерений БРЛС в алгоритме ОПДЦ (определение параметров движения цели). Векторы $\Delta\vec{l}$ и $\Delta\dot{\vec{l}}$ передаются на борт ракеты своими составляющими $\Delta l_x$, $\Delta l_y$, $\Delta l_z$,

$\Delta \dot{l}_x$, $\Delta \dot{l}_y$, $\Delta \dot{l}_z$.

Алгоритм РКI, на основании которого вычисляются поправки $\vec{\Delta l}$ и $\vec{\Delta \dot{l}}$, состоит из двух частей РКI-I и РКI-2 (в зависимости от номера подвесок). Для передачи сигналов радиокоррекции в этих же алгоритмах осуществляется квантование поправок по уровням:

- по линейным отклонениям ± 100 м, ± 200 м, ± 300 м;
- по скоростям ± 50 м/с, ± 100 м/с, ± 150 м/с.

Кодирование подлежащих передаче данных производится в алгоритме ПРК (передачи радиокоррекции). Для передачи дискретных значений $\Delta l_i$ и $\Delta \dot{l}_i$ (где $i = x, y, z$) используется кодово-импульсная модуляция (КИМ) с двухразрядным кодом. Положение единиц и нулей в разрядах для различных дискретов $\Delta l_i$ и $\Delta \dot{l}_i$ приведены в табл.4.2.

Таблица 4.2

| $\Delta l_i$, м | $\Delta \dot{l}_i$, м/с | Разовые команды | I разряд | 2 разряд |
|---|---|---|---|---|
| + 300 | + 150 | РЗ | I | I |
| + 200 | + 100 | ТЦБ | I | 0 |
| + 100 | + 50 | ТЦМ | 0 | I |
| 0 | 0 | (ТЦС) | 0 | 0 |
| - 100 | - 50 | ПхРЛС | 0 | - I |
| - 200 | - 100 | | - I | 0 |
| - 300 | - 150 | ШП | - I | - I |

Смысл отрицательных единиц будет пояснен ниже. Здесь же даны разовые команды РЗ (РАЗРЕШЕНИЕ ЗАХВАТА); ТЦБ (ТИП ЦЕЛИ - БОЛЬШАЯ); ТЦМ (ТИП ЦЕЛИ - МАЛАЯ); ПхРЛС (ПОМЕХА ДАЛЬНОМЕРУ РЛС), ШП (ШИРОКОПОЛОСНАЯ ПОМЕХА). Если при передаче разовых команд сформирована нулевая команда (0 0), то на ракете она воспринимается как ТЦС (ТИП ЦЕЛИ - СРЕДНЯЯ).

Разовые команды для радиокоррекции формируются в алгоритме РКР (разовые команды на ракету). Так, команда РЗ формируется, когда время, отсчитываемое с момента пуска, станет равным:

$$t_{рз} = t_{пз} - \frac{Д_з}{\dot{Д}_{рцз}}, \qquad (4.12)$$

15. Изд. №: 7457



мб 2016

где $t_{пз}$ - вычисленное и запомненное время полета ракеты; $Д_{рцз}$ - вычисленная и запомненная скорость сближения ракеты с целью (принимает положительное значение при сближении); $Д_з$ - дальность, приведенная в табл.4.I и характеризующая дистанцию захвата цели РГС

Команды ПхРЛС и ШП выдаются из РЛС по признаку соответствующей помехи.

Единицы в каждом разряде кода, записанного в табл. 4.2, в свою очередь кодируются набором нулей и единиц, совокупность которых образует семиразрядный код Хаффмена или, по другой терминологии, $M$ - последовательность.

Варианты таких кодов, приведены в табл. 4.3.

Таблица 4.3

| № п/п | Прямой код | Обратный код |
|---|---|---|
| I | III00I0 | 000II0I |
| 2 | 0III00I | I000II0 |

Кодовая комбинация, фигурирующая в табл.4.3 под номером один, имеет специальное название - семиразрядный код Баркера.

При передаче отрицательных единиц, записанных в табл.4.2, применяются обратные коды, отличающиеся от прямых заменой в последних единиц нулями и нулей единицами.

Использование сложного сигнала при кодировании команд радиокоррекции повышает помехозащищенность линии передачи команд от преднамеренных помех и уменьшает вероятность взаимных помех при атаке одной цели несколькими истребителями.

Выбор того или иного кода из табл. 4.3 осуществляется установкой в соответствующее положение переключателя "470" на блоке I8. При этом одновременно изменяются литерная частота сигнала подсвета цели и код команды радиокоррекции.

Номер установленного кода по цепям целеуказания передается на ракету, когда она находится на подвеске, в виде команды КОД БАРКЕРА. Это необходимо для настройки цепей декодирующего устройства РГС.

На рис. 4.5 приведены эпюры сигналов, характеризующие процесс формирования команд радиокоррекции.

При сходе ракеты формируется команда ПЦУ (ПАМЯТЬ ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ), по которой на ракете запоминаются сигналы целеуказания (рис.4.5,а). Далее следуют два холостых периода длительностью по I,0752 с каждый, в который команды радиокоррекции не передаются. Затем начинаются рабочие периоды той же длительности. Любой рабочий период разделен на три равные части по 333,44 мс каждая. В течение первой части (РКI-I) передаются сигналы радиокоррекции на первую ракету, а в промежутке РКI-2 передаются сигналы радиокоррекции на вторую ракету, если она запущена по той же самой цели. При пуске одной ракеты в промежутке РКI-2 сигналы радиокоррекции не передаются. Третья часть рабочего периода является резервной. Таким образом, частота передачи команд радиокоррекции на каждую ракету составляет приблизительно I Гц.

Содержание команд в каждой части рабочего периода раскрыто на рис. 4.5,б. Дискретные значения линейных поправок $\Delta l_i$ и скоростей их изменения $\Delta \dot{l}_i$ следуют с периодом 5I,2 мс. Один временной дискрет использован для передачи разовых команд (РК). В промежутках между передачей команд радиокоррекции излучается сигнал на частоте работы БРЛС для определения координат сопровождаемой цели.

По алгоритму ПРК (передача радиокоррекции) для каждой поправки и разовой команды в БЦВМ формируется I6-разрядное слово (рис. 4.5,в). В 0-м и 8-м разрядах этого слова всегда располагаются нули. Разряды с I-го по 7-й и с 9-го по I6-й отображают I-й и 2-й разряды кодов Хаффмена (Баркера). На рис. 4.5,в принято, что в поправке $\Delta l_x$ передается уровень +300 м.

Сформированное слово поступает в сихронизатор 4 (блок Н0I9-II), где оно преобразуется из параллельного кода в последовате-

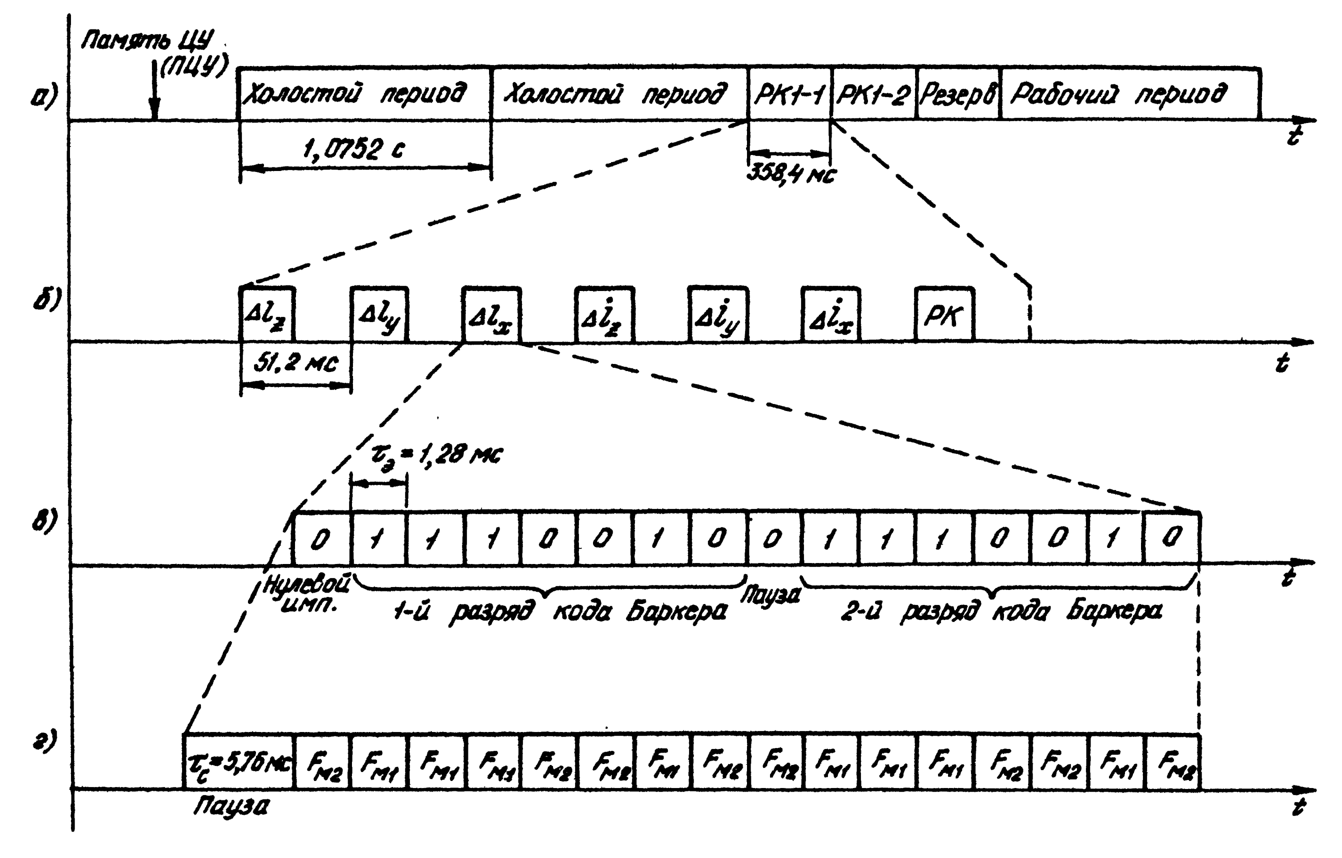

Память ЦУ
(ПЦУ)
а)
Холостой период
Холостой период
РК1-1
РК1-2
Резерв
Рабочий период
1,0752 с
358,4 мс
t
б)
Δl_z
Δl_y
Δl_x
Δi_z
Δi_y
Δi_x
РК
51,2 мс
t
τ_э = 1,28 мс
в)
0 1 1 1 0 0 1 0 0 1 1 1 0 0 1 0
Нулевой имп.
1-й разряд кода Баркера
Пауза
2-й разряд кода Баркера
t
г)
τ_c = 5,76 мс
F_M2 F_M1 F_M1 F_M1 F_M2 F_M2 F_M1 F_M2 F_M2 F_M1 F_M1 F_M1 F_M2 F_M2 F_M1 F_M2
Пауза
t

Рис. 4.5.

льный. Последний подается в блок Н001-22АЭ. Там формируются сигналы поднесущих колебаний $F_{M1}$ = 208 кГц и $F_{M2}$ = 228 кГц. Для передачи единицы используется поднесущее колебание частоты $F_{M1}$, а нуля - $F_{M2}$ (рис.4.5,г). Поднесущими колебаниями модулируется по частоте передатчик БРЛС.

Контроль работы линии радиокоррекции осуществляется следующим образом. При наличии команды ПОДГ.2 из БЦВМ на ракету через блок преобразования информации и АПУ передаются разовая команда ТЦМ (ТИП ЦЕЛИ - МАЛАЯ) и нулевые поправки $\Delta l_i$ и $\Delta \dot{l}_i$. При декодировании этой команды на ракете в РГС вырабатывается команда РКИ (радиокоррекция исправна).

## 4.5. Структурная схема РГС-27И при наведении ракеты по сигналам инерциального измерителя и системы радиокоррекции

Рассматриваемая структурная схема показана на рис.4.6. Чтобы реализовать наведение ракеты в соответствии с уравнениями рассогласования (4.I) и формулами (4.3), на гиростабилизированной платформе, в состав которой входит и гиропривод антенны отраженного сигнала, установлены 3 датчика линейных ускорений (ДЛУ). Гиростабилизированная платформа вместе с ДЛУ образует инерциальный измеритель. Датчики линейных ускорений измеряют в антенной системе координат ускорения ракеты с учетом силы тяжести. При этом векторы ускорений $\bar{j}_a I, \bar{j}_a II$ и $\bar{j}_{ax}$ имеют величины $j_a I = g(n_a I + 0{,}7)$; $j_{a2} = g(n_a II - 0{,}7)$; $j_{ax} = g n_{ax}$ и направлены по осям $OZ_a$, $OY_a$ и $OX_a$ соответственно. Здесь $n_a I, n_a II$ и $n_{ax}$ - перегрузки ракеты в направлениях осей $OZ_a, OY_a$ и $OX_a$, а слагаемые +0,7$g$ и -0,7$g$ - проекции ускорения силы тяжести на оси $OZ_a$ и $OY_a$.

Сигналы $n_a I, II$ ±0,7 подаются на аналоговый вычислитель, а те же сигналы $n_a I, II$ ±0,7 совместно с перегрузками $n_{ax}$ поступают в устройство интегрирования сигналов, где вычисляется прогнозируемая скорость $|\dot{l}_n|$. Сигнал $|\dot{l}_n|$ поступает в вычислитель сигналов управления. Благодаря введению сигналов $n_a$ $I, II$ ±0,7 в устройство интегрирования обеспечивается адаптивность рассматриваемого в следующем параграфе автоселектора цели по скорости к перегрузкам по осям $OZ_a$ и $OY_a$.

Вычислитель сигналов управления решает следующие основные задачи:

- формирование сигналов, характеризующих заданные перегрузки $n_{зад} I,II$, которые определяются формулами (4.3);

- формирование сигналов $n_{ап} I,II$ в соответствии с формулами (4.I), где $n_{ф} I,II = n_{a} \; I,II \pm 0{,}7$;

- формирование сигналов $n_{ап} I,II$ на основании формул (4.4) и (4.5) при наведении ракеты с постоянным углом упреждения.

Сигналы, характеризующие $n_{ап} I,II$ с вычислителя поступают в преобразователь сигналов управления, где $n_{ап} I,II$ пересчитываются в сигналы

$$\Delta n_{ап} I = n_{ап} I \cos\gamma - n_{ап} II \sin\gamma; \qquad (4.13)$$

$$\Delta n_{ап} II = n_{ап} I \sin\gamma - n_{ап} II \cos\gamma, \qquad (4.14)$$

которые отображают параметры рассогласования в плоскостях I-I и II-II (рис.4.2).

В формулах (4.I3) и (4.I4) $\gamma$ является углом крена антенны, представляющим угол поворота оси $OX_a$ вокруг продольной оси ракеты.

Для выполнения своих функций вычислитель, именуемый также псевдокинематическим звеном, решает так называемые псевдокинематические уравнения

$$\dot{l}_{z,y} = l_{пx} \Omega_{п} I,II; \qquad (4.15)$$

$$\ddot{l}_{z,y} = -g(n_a I,II \pm 0{,}7). \qquad (4.16)$$

Первое из этих уравнений, где $l_{пx}$ - прогнозируемое (вычисляемое) значение $l_x$, а $\Omega_п I,II$ - прогнозируемые значения составляющих угловой скорости линии визирования цели в плоскостях $OX_a Z_a$ и $OX_a Y_a$ соответственно, получается в соответствии с хорошо известным определением угловой скорости вращения отрезка через его длину $l_п$ и линейную скорость перемещения конечной точки этого отрезка. Уравнениями (4.I6) отображаются законы изменения ускорений $\ddot{l}_{z,y}$ ракеты в направлениях осей $OZ_a$ и $OY_a$.

Уравнения (4.I5) и (4.I6) называют псевдокинематическими потому, что они получаются из кинематических уравнений, харак-

теризующих относительное движение центров масс цели и ракеты, при условии, что цель движется равномерно и прямолинейно, т.е. составляющие ускорений цели в правых частях (4.15) и (4.16) отсутствуют.

Для решения дифференциальных уравнений (4.15) и (4.16) в вычислитель сигналов управления вводятся перед пуском ракеты начальные условия $\dot{l}_{z0}$, $\dot{l}_{y0}$, $\dot{l}_{x0}$, $l_{z0}$, $l_{y0}$ и $l_{x0}$, характеризующие $\dot{l}_z$, $\dot{l}_y$, $\dot{l}_x$, $l_z$, $l_y$ и $l_x$. Эти сигналы формируются на борту самолета, откуда они в цифровой форме поступают в приемное устройство дискретной связи и далее в цифроаналоговый преобразователь (ЦАП). С ЦАП сигналы $\dot{l}_{z0}$, $\dot{l}_{y0}$, $l_{z0}$, $l_{y0}$, $\dot{l}_{x0}$ подаются в вычислитель сигналов управления, а сигнал $\dot{l}_{x0} = \dot{l}_{п0}$ идет в устройство интегрирования сигналов. Сигналы $\Omega_п$ I, II, получаемые в вычислителе, выходят из него в виде сигналов – $\Omega_{ус}$ I, II, которые поступают на усилители сопровождения и разгрузки (в режиме ускоренного целеуказания). Усиленные по мощности сигналы – $\Omega_{ус}$ I, II воздействуют на гиропривод. Кроме того, на гиропривод подается усиленный по мощности сигнал – $\Omega_{ус\gamma}$, характеризующий угловую скорость перемещения антенны по углу крена.

Так как датчики линейных ускорений на борту ракеты не способны учитывать маневр цели и всегда имеются ошибки ввода начальных данных, при интегрировании уравнений (4.15) и (4.16) вычислителем сигналов управления будут накапливаться ошибки в определении $\Delta n_{ап}$ I, II. Они могут стать такими, что к моменту выхода ракеты на дальность до цели, соответствующую дальности перехода РГС в режим автосопровождения цели, угловое рассогласованием между РСН антенны отраженного сигнала и направлением на цель превысит ширину диаграммы направленности этой антенны. Чтобы избежать значительных ошибок, используют сигналы системы радиокоррекции.

Как уже отмечалось, система радиокоррекции передает на борт ракеты сигналы $\Delta l_x$, $\Delta l_z$, $\Delta l_y$, $\Delta\dot{l}_x$, $\Delta\dot{l}_z$ и $\Delta\dot{l}_y$, характеризующие поправки к сигналам $l_x$, $l_z$, $l_y$, $\dot{l}_x = \dot{l}_п$, $\dot{l}_z$ и $\dot{l}_y$, которые образуются в вычислителе сигналов управления и устройстве интегрирования сигналов.

Сигналы радиокоррекции воспринимаются на ракете антенной опорного сигнала, соединенной с приемником того же опорного сигнала (бл.21, 34). В блоке 21 сигнал радиокоррекции преобразуется в напряжение промежуточной частоты и подается в блок 34.

В блоке 34 после усиления и фильтрации сигнал поступает на частотный детектор, который вырабатывает импульсы гармонических колебаний, подобные импульсам, воздействующим в режиме радиокоррекции на передатчик БРЛС. С частотного детектора импульсы поступают в демодулятор (блок 35). Последний содержит два фильтра, один из которых настроен на частоту $F_{M1}$ = 208 кГц, а другой - на частоту $F_{M2}$= 228 кГц. На выходе каждого из двух фильтров образуется последовательность импульсов. Одна из них отображает логические единицы и характеризует прямой код, а другая - логические нули на тех местах, где в первой последовательности находятся единицы, и, следовательно, отображает обратный код. Амплитудными детекторами в блоке 35 импульсы гармонических колебаний преобразуются в видеоимпульсы. Импульсы первой последовательности называют сигналами РКI, а импульсы второй последовательности - сигналами РК2.

Сигналы РКI и РК2 подаются в дешифратор (блок 55), куда поступает также опорная псевдослучайная последовательность (ПСП). Она вырабатывается в приемнике дискретной связи по сигналам, идущим с борта самолета (команда КОД БАРКЕРА).

В дешифраторе производится посимвольное последовательное сравнение (свертка) сигналов РКI и РК2 с опорной ПСП. Если отсутствуют искажения принимаемых символов и ПСП совпадает с РКI, то принимается решение о приходе положительной поправки. При совпадении ПСП с сигналом РК2 принимаемая поправка считается отрицательной. В реальных условиях работы РГС будут наблюдаться ошибки при приеме сигналов. Если искажается только один элементарный импульс в коде Баркера, то код считается неискаженным. При наличии ошибок приема в двух и более элементарных сигналах кода Баркера считается, что поправка равна нулю.

С дешифратора сигналы подаются в цифроаналоговый преобразователь (ЦАП). Все поправки, передаваемые по каналу радиокоррекции, поступают в ЦАП лишь после команды СХ (СХОД РАКЕТЫ). Эта команда на рис.4.6 не показана.

Согласованная работа демодулятора и дешифратора сигналов радиокоррекции, а также ЦАП с аппаратурой, размещаемой на истребителе, обеспечивается синхронизатором (блок 54). Перед пуском ракеты блок 54 синхронизируется синхросигналом СС2, поступающим с блока 33 РГС-27. Этот блок на рис.4.6 не показан и рассматривается ниже. Сигнал СС2 представляет нормированный по уровню импульсный синхросигнал ССI, который подается в блок 33 с БРЛС.

Кроме того, с блока 33 в синхронизатор подается гармонический сигнал $u_{4,8}$ кварцевого генератора с частотой 4,8 МГц. Сигнал $u_{4,8}$ является опорным при формировании всех необходимых импульсов синхронизации для РГС-27. Синхронизация блока 54 осуществляется системой цифровой фазовой автоподстройки. После пуска ракеты эта система работает автономно.

Помимо сигналов $l_{x0}, l_{z0}, l_{y0}, \dot{l}_{x0}, \dot{l}_{z0}, \dot{l}_{y0}$ на приемное устройство дискретной связи подаются в цифровой форме сигналы $\varphi I, II$ и $\gamma$, характеризующие требуемое пространственное положение осей антенны РГС и используемые в процессе целеуказания, а также разовые команды ПОДГОТОВКА 2 |, $H_ц<8$, $H_ц>18$, $H_ц<H$, БД, Пх РЛС, ТЦМ, ТЦБ, НР1, НР2, ВК1, ЗПС×$H_ц<1$, ШП, РЗ и ПЦУ.

По команде ПОДГОТОВКА 2 начинают осуществляться целеуказание РГС по сигналам цифровой магистрали и вводиться сигналы $l_{x0}, l_{z0}, l_{y0}, \dot{l}_{x0}, \dot{l}_{z0}, \dot{l}_{y0}$ в вычислитель сигналов управления, а сигнал $\dot{l}_{x0}=\dot{l}_{n0}$ в устройство интегрирования сигналов. При этом предварительно в РГС с борта носителя поступают аналоговые команды НАКАЛ(+27 В) и ПОДГОТОВКА (+27 В). По команде НАКАЛ, вырабатываемой практически сразу же после взлета самолета, подается питание 36 В, 1000 Гц на гироскопы в гироприводе и, кроме того, напряжение +27 В в стабилизаторе РГС преобразуется в напряжение 15 В для питания кварцевого генератора в блоке 33 (на рис.4.6 не показано). По команде ПОДГОТОВКА, логика формирования которой рассмотрена в параграфе 4.4, вплоть до момента прихода команды ПОДГОТОВКА 2 производится ускоренная отработка осей антенны в положения, соответствующие $\varphi I=0$, $\varphi II=0$, $\gamma=0$. Цепь команды ПОДГОТОВКА на рис.4.6 не показана.

Командой БД характеризуется работа системы на ближней дистанции, команда ВК1 обеспечивает проведение встроенного контроля. Об остальных командах говорилось в предыдущем параграфе.

В процессе целеуказания в блоке 18 производится сравнение сигналов $\varphi I$ и $\varphi_r I$, $\varphi II$ и $\varphi_r II$, $\gamma$ и $\gamma_r$ и формируются сигналы $-\Omega_{yc} I,II$, $-\Omega_{yc}\gamma$, пропорциональные разностям $\varphi I-\varphi_r I$, $\varphi II-\varphi_r II$, $\gamma-\gamma_r$. Под действием сигналов $-\Omega_{yc} I,II$, $-\Omega_{yc}\gamma$ производится перемещение антенны РГС. Сигналы $\varphi_r I$, $\varphi_r II$ и $\gamma_r$ поступают в вычислитель сигналов управления с потенциометрических датчиков, связанных с гироприводом. При этом $\gamma_r$ характеризует фактический

угол крена антенны. Сигнал $i_{п0}$ участвует в подстройке управляемого гетеродина (см.ниже).

В приемном устройстве дискретной связи (бл.53) последовательные коды, которыми характеризуются $\varphi I, II, \gamma, i_{x0}, i_{z0}, i_{y0}, \dot{i}_{x0}, \dot{i}_{z0}, \dot{i}_{y0}$, преобразуются в параллельные коды. Параллельные коды идут в ЦАП, где цифровые сигналы преобразуются в аналоговые.

## 4.6. Структурная схема РГС-27РI при полуактивном самонаведении ракеты

Упрощенная структурная схема РГС-27 при полуактивном самонаведении ракеты показана на рис.4.7. Функционирование ракетной аппаратуры в этом режиме подчинено решению задачи формирования сигналов управления в соответствии с формулами (4.I),(4.2), (4.I3) и (4.I4) или (4.4), (4.I3) и (4.I4).

Основными функциональными частями РГС являются: высокочастотный канал; устройство поиска, обнаружения, анализа и логической обработки сигналов; следящий измеритель доплеровской частоты (скорости сближения), именуемый также автоселектором доплеровской частоты (скорости сближения); устройство выделения сигналов управления антенной отраженного сигнала, а также измерения углов пеленга цели и обусловленных ее маневром составляющих угловой скорости линии визирования в антенной системе координат; вычислитель сигналов управления.

### 4.6.I. Высокочастотный канал

Этот канал обеспечивает прием и частотные преобразования отраженного от цели сигнала и опорного сигнала, поступающего непосредственно с БРЛС. В состав высокочастотного канала входят антенна опорного сигнала и радиокоррекции, антенна отраженного сигнала и приемный канал. Последний содержит блок высокой частоты (бл.2I), приемник отраженного сигнала (бл.32), приемник опорного сигнала (бл.34) и блок частотных преобразований (бл.3I).

Антенна отраженного сигнала вместе с волноводным трактом обеспечивает амплитудную моноимпульсную пеленгацию целей в пространстве. На выходе волноводного тракта образуются суммарный $\Sigma$ и разностные $\Delta I$ и $\Delta II$ сигналы. Сигналы $\Delta I$ и $\Delta II$ имеют амплитуды, пропорциональные углам рассогласования, т.е. углам отклонения цели от равносигнального направления в плоскостях

$OX_aZ_a$ и $OX_aY_a$. Фазы напряжений $\Delta I$ и $\Delta II$ относительно фазы суммарного сигнала, амплитуда которого практически не зависит от углов рассогласования в рабочем диапазоне их изменений, определяются стороной отклонения цели относительно РСН в соответствующей плоскости пеленгации.

Антенна опорного сигнала и радиокоррекции обеспечивает прием опорного сигнала и сигналов радиокоррекции, а также предполетную и предстартовую подготовку РГС-27. Она выполнена так, что реализуется прием радиосигналов с любого направления в задней полусфере ракеты. С обеих антенн сигналы подаются в блок 2I. Этот блок содержит перестраиваемый с помощью системы АПЧ гетеродин на диоде Ганна, четыре балансных смесителя (СМ I.I,СМ I.2, СМ I.3 и СМ I.4) для сигналов $\Delta I, \Delta II, \Sigma$ и для опорного сигнала $u_{оп}$, а также четыре ПУПЧа и механизм перестройки частоты. Стабилизируется гетеродин с помощью высокодобротного резонатора.

Несущая частота $f_п$ сигнала подсвета цели, проходящего путь от передатчика БРЛС до цели и обратно от цели до антенны отраженного сигнала $A_{отс}$, получает доплеровский сдвиг $F_{д1}$, обусловленный движением истребителя, цели и ракеты. Поэтому частота сигнала, принимаемого антенной $A_{отс}$, составляет $f_п+F_{д1}$. За счет удаления ракеты от носителя принимаемый опорный сигнал имеет частоту $f_п-F_{д2}$, где $F_{д2}$ - доплеровский сдвиг частоты опорного сигнала.

В смесителях СМ I.I, СМ I.2, СМ I.3 и СМ I.4 сигналы $\Delta I$, $\Delta II$, $\Sigma$ и $u_{оп}$ преобразуются на первую промежуточную частоту $f_{пр1}$ =30 МГц. Если учесть $F_{д1}$ и $F_{д2}$, то на выходах СМ I.I, СМ I.2 и СМ I.3 получатся сигналы с частотой $f_{пр1} + F_{д1}$, а на выходе СМ I.4 будет сигнал с частотой $f_{пр1} - F_{д1}$. Поскольку при частотных преобразованиях сигналов их амплитудные значения изменяются по линейному закону, а начальные фазы практически не изменяются, в последующем преобразованные по частоте сигналы будем обозначать теми же символами $\Delta I, \Delta II$ и $\Sigma$.

Двигатель механизма перестройки частоты (МПЧ) питается напряжением $u_{АПЧ}$ с блока 33. При достижении границы диапазона перестройки (нижней или верхней) производится реверс двигателя. Напряжение $u_{АПЧ}$ формируется под действием напряжения $u_{ЧДа}$ и команды ПОЛОСА, вырабатываемых в блоке 34. При этом команда ПОЛОСА характеризует наличие сигналов УПЧ блока 34. Она представляет видеоимпульс длительностью $T_{ТИЗ}$. Напряжение $u_{ЧДа}$ вырабатывается частотным детектором в блоке 34. Величина и знак

напряжения $u_{ЧДа}$ при нахождении ракеты на подвеске определяются величиной и знаком разности $f_г - f_п$, где $f_г$ и $f_п$ - частоты сигналов, формируемых гетеродином в РГС и передатчиком БРЛС. При этом сигнал с частотой $f_п$ принимается антенной опорного сигнала и радиокоррекции.

В результате функционирования системы АПЧ осуществляется подстройка РЛС под заданный литер $f_п$ несущей частоты БРЛС. Если команда ПОЛОСА присутствует, а $u_{ЧДа}$ близко к нулю, что соответствует условию выполнения равенства $f_г - f_п \simeq$ 30 МГц, то перестройка гетеродина прекращается и в блоке 33 формируется команда ЧП (ЧАСТОТА ПОДСТРОЕНА).

В том случае, когда в течение 2-4 с подстройка РГС не заканчивается, по приходе в блок 33 команды РПЧ (РЕВЕРС ПОИСКА ЧАСТОТЫ)из синхронизатора происходит изменение направления поиска.

Напряжение $u_{оу}$ с выхода УПЧ в блоке 34 помимо частотного детектора подается на смеситель, связанный с кварцевым генератором. В результате взаимодействия $u_{оу}$ и сигнала кварцевого генератора в смесителе образуется опорное напряжение $u_{оп2}$ на частоте $f_{ос} - F_{д2}$, где $f_{ос}$ = 23,415 МГц-вторая промежуточная частота для опорного сигнала. Это напряжение после усиления и фильтрации подается на смесители СМ 2.I, СМ 2.2 и СМ 2.3 блока частотных преобразований (блок 3I) в качестве опорного сигнала. На эти же смесители поступают напряжения $\Delta I$, $\Delta II$ и $\Sigma$. В результате умножения в СМ 2.I, СМ 2.2 и СМ 2.3 напряжений $\Delta I, \Delta II$ и $\Sigma$ с первой промежуточной частотой на напряжение $u_{оп2}$ выделяются напряжения

$$\Sigma = U_{\Sigma} \cos\left[2\pi(f_{пр2} + F_д)t\right]; \qquad (4.17)$$

$$\Delta I, II = U_{\Delta} I, II \cos\left[2\pi(f_{пр2} + F_д)t\right]. \qquad (4.18)$$

Здесь $U_{\Sigma}, U_{\Delta} I$ и $U_{\Delta} II$ - амплитуды напряжений $\Sigma, \Delta I$ и $\Delta II$ соответственно; $f_{пр2}$ = 6,585 МГц - вторая промежуточная частота для сигналов $\Sigma$, $\Delta I$ и $\Delta II$; $F_д = F_{д1} + F_{д2}$ - доплеровский сдвиг частоты, характеризующий скорость сближения $v_{сб} = -\dot{Д} = |\dot{Д}|$ при $\dot{Д} < 0$ ракеты с целью.

Напряжения (4.17) и (4.18) подаются далее на смесители СМ 3.I, СМ 3.2 и СМ 3.3 в том же блоке частотных преобразований. Этими смесителями производится третье преобразование частоты,

для чего используется напряжение $u_{уг}$ управляемого гетеродина (блок 36) с частотой $f_{уг}$. На выходах смесителей СМ 3.I, СМ 3.2 и СМ 3.3 образуются напряжения с третьей промежуточной частотой $f_{пр}$ = 3,292 МГц. При изменении $F_д$ следящая система за $F_д$, имеющаяся в РГС (см.ниже), так изменяет $f_{уг}$, что разностная частота $f_{уг}-f_{пр2}$ остается практически неизменной и равной $f_{пр3}$ ( с точностью до ошибок следящей системы за $F_д$ ).

Усилители сигналов на третьей промежуточной частоте содержат кварцевые фильтры с полосой пропускания I,5 кГц. Благодаря этому осуществляется качественная селекция цели по скорости сближения. Узкая полоса пропускания кварцевых фильтров определяет в основном энергетическую шумовую полосу всего приемного устройства, а следовательно, и высокую его чувствительность.

Чтобы исключить влияние изменения интенсивности принимаемых сигналов (например, за счет уменьшения расстояния между ракетой и целью) на величину сигнала рассогласования, в блоке 32 производится нормировка напряжений $\Delta I$ и $\Delta II$. Нужно также учитывать, что для удовлетворительной работы моноимпульсного угломерного устройства требуются идентичные амплитудные и фазовые характеристики каналов, где усиливаются $\Delta I$, $\Delta II$ и $\Sigma$. Реализовать такое требование обычно не удается. Поэтому для усиления $\Delta I$, $\Delta II$ и $\Sigma$ используется один канал.

Для разделения в последующем усиливаемых сигналов по отдельным цепям в РГС-27 производится частотное уплотнение каналов. Его сущность состоит в том, что сигналы $\Delta I$ и $\Delta II$ предварительно смещаются фазовращателями по фазе на $0,5\pi$. Напряжения $\Delta I_{\perp}$ и $\Delta II_{\perp}$ с выходов фазовращателей подаются на балансные модуляторы в блоке 3I, куда поступают с блока 33 гармонические сигналы $u_{F1}$ и $u_{F2}$ с частотами $F_1$ и $F_2$, равными I5 кГц и 20 кГц соответственно. Сигналом $u_{F1}$ осуществляется балансная модуляция напряжения $\Delta I_{\perp}$, а сигналом $u_{F2}$ - баланская модуляция напряжения $\Delta II_{\perp}$. Два напряжения, полученные на выходах балансных модуляторов, и напряжение $\Sigma$ суммируются. Результирующий сигнал $u_p$ усиливается общим усилителем-ограничителем в блоке 32 с низким порогом ограничения. На выходе усилителя-ограничителя образуется сигнал с частотой $f_{пр3}$, промодулированный по фазе двумя гармоническими сигналами с частотами $F_1$ и $F_2$. Индексом $\varphi_{M}\ I, II$ фазовой модуляции для каждого из двух модулирующих гармонических сигналов характеризуется величина углового рассогласования в соответствующей плоскости пеленгации, а

начальные фазы модулирующих напряжений определяют знаки угловых рассогласований. Поскольку угловые рассогласования в режиме слежения за целью бывают малыми, выполняются равенства

$$\varphi_M\ I,II = \frac{U_\Delta\ I,II}{U_\Sigma}. \qquad (4.19)$$

Формула (4.19) показывает, что рассмотренная выше система обработки сигналов обеспечивает нормировку сигналов рассогласования, т.е. независимость $\varphi_M I,II$ от изменения интенсивности сигнала на входе РГС-27. Эта независимость объясняется тем, что $U_\Delta I,II$ и $U_\Sigma$ изменяются в одинаковое число раз.

В усилителе-ограничителе (УО) осуществляется основное усиление сигналов. С выхода УО сигнал подается на два частотных детектора в блоке 32. Один из них называется широкополосным. Ширина линейной части его дискриминационной характеристики такая, что обеспечивается выделение обоих поднесущих колебаний, т.е. сигналов с частотами $F_1$ и $F_2$, обозначенных на рис.4.7 $\frac{\Delta I}{\Sigma_{мод}}$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma_{мод}}$. Эти сигналы подаются в блок 33. Второй частотный детектор является узкополосным. Он выделяет сигнал $u_{ЧДу}$ суммарного канала. С выхода узкополосного частотного детектора (ЧД$_у$) сигнал $u_{ЧДу}$ поступает в автоселектор доплеровской частоты.

### 4.6.2. Устройство поиска, обнаружения, анализа и логической обработки сигналов

Это устройство, включающее в свой состав блоки 32, 36, 41, 42, 43, 45, обеспечивает поиск сигналов по частоте, их обнаружение, распознавание их принадлежности к цели, подстилающей поверхности либо к постановщику помех; формирование команд на остановку поиска по частоте, перевод автоселектора доплеровской частоты в режим автосопровождения, преобразование доплеровской частоты в напряжение, формирование закона поиска по частоте, перевод РГС в режим самонаведения на постановщик помех и выполнение логических операций для формирования команд, определяющих режимы работы следящих систем РГС и ее вычислителя сигналов управления.

В РГС-27 реализован двухэтапный алгоритм обнаружения сигнала цели. На первом этапе обнаружения частота управляемого гетеродина изменяется по закону симметричной пилы. Такое изменение

частоты осуществляется за счет пилообразного напряжения $u_{под}$, вырабатываемого устройством интегрирования сигналов.

При наличии сигнала от цели наступает момент времени, когда суммарный сигнал на третьей промежуточной частоте попадает в полосу пропускания кварцевого фильтра, а затем через некоторое время выйдет за пределы этой полосы. В результате на выходе $ЧД_у$ образуется импульс, повторяющий по форме дискриминационную характеристику $ЧД_у$. Этот импульс подается на пороговое устройство в блоке 43 с плавающим порогом, так что стабилизируется уровень ложных тревог. При превышении импульсом $ЧД_у$ плавающего порога формируется команда П1 (ПОРОГ 1). По этой команде поиск по частоте останавливается на 200 мс, что необходимо для анализа сигнала.

После появления команды П1 начинается второй этап обнаружения, заключающийся в накоплении сигнала в течение 200 мс и сравнении накопленного сигнала с порогом. Для этого принимаемый сигнал подвергается "окраске" посредством включения частотной модуляции управляемого гетеродина гармоническим сигналом $u_{мод}$ с частотой 78 Гц. Этот сигнал получается в блоке 43 из импульсов $u_м$ типа меандр, вырабатываемых в синхронизаторе.

Частотная модуляция УГ приводит к тому, что при приеме сигнала от цели на выходе $ЧД_у$ выделяется синусоидальное напряжение $u_\sim$ с частотой 78 Гц. Это напряжение подается на фазовый детектор в блоке 43, второй вход которого подключен к источнику напряжения $u_\sim$. Фазовый детектор формирует в такой ситуации напряжение постоянного тока. При превышении этим напряжением заданного порога в блоке 43 формируется команда П2 (ПОРОГ 2).

Если принимается не синусоидальный сигнал, а случайный выброс шума либо помеховый недетерминированный сигнал, то команда П2 не формируется и спустя 200 мс после возникновения команды П1 возобновляется режим поиска по частоте.

Одновременно со спектральным анализом, выполняемым в течение 200 мс, в анализаторе (блок 45) оцениваются энергетика обнаруженного сигнала и ширина его углового спектра. Помимо этого блок 45 реализует угловое стробирование и содержит угловой обнаружитель. Энергетика обнаруженного сигнала оценивается по интенсивности продетектированного сигнала ЛВ (линейный выход) с выхода второго усилителя приемника отраженного сигнала (блок 32). Сигнал ЛВ сравнивается в блоке 45 с заранее установленными пороговыми значениями. Превышение порогов индицируется как энергети-

ческий захват и приводит к формированию команд ЗЭ-I, ЗЭ-2 и ЗЭ-3. Командам ЗЭ-I и ЗЭ-2 соответствует уровень сигнала на входе РГС примерно -145 дБ/Вт, а команде ЗЭ-3 - уровень -130 дБ/Вт, который получается при действии активных помех.

Широкий спектр угловых флуктуаций, т.е. широкий угловой спектр, характерен для отражений от земли. Угловой спектр отображается спектральным составом напряжения, получающегося на выходе фазового детектора в угломерном устройстве РГС.

Сигнал, поступающий по основному лучу диаграммы направленности антенны отраженного сигнала, является суммой сигналов, отраженных от цели и от подстилающей поверхности, которая имеет угловые размеры, превышающие угловые размеры цели. Это приводит к случайной модуляции сигналов $\Delta I$ и $\Delta II$ в тракте угломерного устройства и, следовательно, к расширению спектра сигналов на выходах фазовых детекторов в этом тракте.

В блоке 45 имеется полосовой фильтр (ПФ), на который подается сигнал $\Delta II/\Sigma_{мод}$ (с блока 33). Полоса пропускания ПФ лежит в пределах от 100 Гц до 750 Гц. Верхняя частота углового спектра сигнала, поступающего в РГС от воздушной цели, не превышает 50 Гц. Угловой спектр сигнала, отраженного от земли, занимает диапазон 0 - 1000 Гц. Поэтому сигнал, отраженный от земли, будет проходить через ПФ. С ПФ связан амплитудный детектор, выходное напряжение которого $u_{дет}$ подается на пороговое устройство с заданным порогом $U_{пор\,33}$. Если отражения от земли имеются, то $u_{дет} > U_{пор\,33}$. В такой ситуации и при достаточной интенсивности этих отражений, когда появляется команда ЗЭ-I, в блоке 45 формируется команда ЗЗ ( ЗАПРЕТ ЗАХВАТА ). При этом порог $U_{пор\,33}$ регулируется сигналом $\Lambda B_{э}$, поступающим с третьего каскада усилителя в блоке 32. Разрешение на возможность формирования команды ЗЗ получается по команде $H_{ц} < 8$ или по команде $H_{ц} < H_{н}$. Команда ЗЗ используется в блоке 42 для запрещения выдачи команды АС ( АВТОСОПРОВОЖДЕНИЕ ).

Чтобы реализовать угловое стробирование, в блоке 45 оценивается сумма модулей угловых ошибок $\varepsilon_{м}$ по отношению к пороговой величине $\varepsilon_{п}$ допустимого углового рассогласования. Если $\varepsilon_{м} < \varepsilon_{п}$, на выходе блока 45 формируется команда З$\varphi$ ( ЗАХВАТ ПО УГЛУ ), поступающая в блок 42. При $\varepsilon_{м} > \varepsilon_{п}$ контур углового сопровождения размыкается, что и представляет угловое стробирование. Величина $\varepsilon_{п}$ по мере сближения ракеты с целью возрастает.

16. Изд № 7908

Угловой обнаружитель в блоке анализатора включается спустя 3 с после начала работы основного двухэтапного обнаружителя, если сигнал цели не был зафиксирован этим обнаружителем. Такая ситуация возможна, когда в процессе работы основного обнаружителя угловое отклонение линии визирования цели относительно РСН достаточно большое, вследствие чего интенсивность суммарного сигнала будет малой и энергетический захват не реализуется. Для углового обнаружителя формируется сигнал $\Sigma_M = \left|\frac{\Delta I}{\Sigma_{мод}}\right| + \left|\frac{\Delta II}{\Sigma_{мод}}\right|$. Огибающая этого сигнала $U_{\Sigma_M}$, выделяемая с помощью детектора, сравнивается с порогом $U_{п\Sigma_M}$. При $U_{\Sigma_M} > U_{п\Sigma_M}$ формируется команда УПI, свидетельствующая об обнаружении сигнала от цели. Команда УПI подается в блок 42.

Если команды ПI и П2 сформировались, то решение об обнаружении сигнала от цели принимается в устройстве логической обработки сигналов. При наличии команд ПI, П2, З$\varphi$ и отсутствии команды ЗЗ это устройство вырабатывает команду ЗF ( ЗАХВАТ ПО ЧАСТОТЕ ). В противном случае при наличии команд ПI и П2 формируется запрет на выработку команды ЗF, и по истечении 200 мс после команды ПI возобновляется поиск сигнала, отраженного от цели. В случае возникновения команды ЗЭ-2 или ЗЭ-3 и отсутствия команды П2 в блоке 42 формируется команда $П_{xрг}$ ( ПОМЕХА РАДИОГОЛОВКЕ ). При этом необходимо, чтобы присутствовала команда ЗF и отсутствовала команда ЗЗ. При наличии команды ЗF и команды З$\varphi$ или $П_{xрг}$ в блоке 42 формируется команда АС. По этой команде и при отсутствии команды $П_{xрг}$ РГС переходит в режим автоматического сопровождения цели по угловым координатам и скорости сближения и начинается полуактивное самонаведение ракеты. Если команда АС сформировалась при наличии команды $П_{xрг}$, то автосопровождение ведется только по угловым координатам, а в селекторе скорости осуществляется поиск отраженного сигнала.

В РГС предусмотрен минимальный диапазон поиска по частоте $\pm$ 4 кГц. По мере удаления ракеты от носителя он со скоростью $v_п = (-5 + \frac{30}{T_y})$ кГц/с расширяется до диапазона $\pm$ 30 кГц. Предельная скорость расширения диапазона поиска ограничивается величиной 65 кГц/с. Кроме того, РГС-27 может искать во всем диапазоне частот 5-180 кГц. Поиск всегда осуществляется относительно прогнозируемой скорости сближения $|\dot{r}_п|$. Закон изменения диапазона поиска определяется сигналами и командами, формируемыми в блоках 42 и 43. При этом блок 42 связан с блоками 4I и 45 для того, чтобы осуществлять управление ими.

### 4.6.3. Автоселектор доплеровской частоты (скорости сближения)

Автоселектор необходим для того, чтобы обеспечить прохождение в тракт автоматического сопровождения по угловым координатам сигнала только одной цели. В РГС-27 производится селекция цели по скорости сближения на основе фильтрации сигналов доплеровской частоты. Помимо того, автоселектор осуществляет измерение той части скорости сближения, которая является ошибкой вычислителя скорости сближения $|\dot{l}_n|$.

Автоселектор построен по принципу гетеродинирования, т.е. узкополосной фильтр селектора имеет фиксированную настройку, а для слежения за изменяющейся доплеровской частотой используется управляемый гетеродин (УГ). Колебания, содержащие доплеровскую частоту $F_д$, взаимодействуют в смесителе с сигналом УГ, в результате чего на выходе смесителя образуется напряжение разностной частоты. Следящая система так перестраивает УГ, что при изменении $F_д$ разностная частота остается постоянной и равной частоте настройки узкополосного фильтра.

Для работы следящей системы автоселектора используется лишь суммарный сигнал. Этот сигнал при преобразовании его на третью промежуточную частоту взаимодействует с напряжением $u_{уг}$ управляемого гетеродина. Образующийся при этом разностной сигнал имеет разностную частоту

$$f_{пр3} = f_{уг} - f_{пр2} - F_д,$$

где $f_{уг}$ - частота напряжения $u_{уг}$. На частоту $f_{пр3}$ = 3,292 МГц настроен упомянутый выше кварцевый фильтр $Ф_\Sigma$ с полосой пропускания $\Delta f_{усp}$ = I,5 кГц, являющийся основным фильтрующим элементом автоселектора, а также усилитель-ограничитель и узкополосный частотный детектор $ЧД_у$, рассмотренные в п.4.6.I. Ширина линейной части дискриминационной характеристики $ЧД_у$ составляет I,5 кГц. Вследствие этого $ЧД_у$ реагирует лишь на сигналы суммарного канала.

При изменении $F_д$ происходит отклонение третьей промежуточной частоты от ее номинального значения $f_{пр\,3}$ = 3,292 МГц. Это вызывает появление напряжения $u_{чду}$ на выходе $ЧД_у$. В режиме

автосопровождения цели напряжение $u_{чду}$ поступает в устройство интегрирования сигналов. Это устройство содержит два интегратора, что обеспечивает память на 0,3-0,5 с по скорости изменения доплеровской частоты при перерывах слежения за сигналами. Напряжение с выхода второго интегратора воздействует на УГ, изменяя частоту его колебаний $f_{уг}$ так, что третья промежуточная частота остается близкой к $f_{пр3}$.

За счет ввода сигналов $n_{ax}$, $n_a I$, $n_a II$ и сигнала $\dot{l}_{xo}$ в блоке 41 формируется сигнал $\dot{l}_п$, характеризующий прогнозируемую скорость сближения ракеты с целью. Когда РГС сопровождает цель по доплеровской частоте, в блоке 36 формируется гармонический сигнал $u_{Fр}$ с частотой $F_р$, отображающей ошибку вычисления скорости сближения с целью. Частота $F_р$ преобразуется в блоке 43 в напряжение постоянного тока $\dot{l}_{рг}$. Этим напряжением корректируется сигнал $\dot{l}_п$. Откорректированный сигнал $\dot{l}_п$ в виде напряжения $|\dot{l}_п|$ подается в вычислитель сигналов управления. Сигнал $\dot{l}_{рг}$ участвует также в формировании закона поиска цели по скорости сближения и команд, обеспечивающих логику работы автоселектора. Этот же сигнал поступает в блок 36, где используется для обеспечения линейной зависимости $u_{упр}$ от $F_д$.

Ввод сигналов $n_{ax}$, $n_a I$ и $n_a II$ в блок 41 позволил сузить полосу пропускания следящей системы без увеличения динамических ошибок и тем самым снизить ее флуктуационные ошибки.

Характерная особенность автоселектора цели по скорости в РГС-27 состоит в том, что он является адаптивным к перегрузкам ракеты, возникающим не только по продольной оси антенны, но и по ее поперечным осям. В РГС-27 вычисляется $u_n = |n_a I| + |n_a II|$. Сигнал $u_n$ сравнивается с порогом $U_{пп}$. При $u_n > U_{пп}$ полоса пропускания следящей системы расширяется. Ее расширение осуществляется на время выполнения неравенства $u_n > U_{пп}$.

Помимо рассмотренных выше режимов поиска по частоте, захвата цели на автосопровождение и автосопровождения автоселектор работает в режиме целеуказания по частоте (скорости сближения). В этом режиме производится настройка УГ на частоту, при которой $F_р$ становится равной частоте, пропорциональной скорости сближения $-\dot{Д}_{рлс} = \dot{l}_{по}$ самолета с целью в момент схода ракеты. При этом $\dot{Д}_{рлс}$ измеряется дальномером БРЛС. Благодаря такой настройке УГ поиск цели по частоте всегда осуществляется относительно предполагаемой доплеровской частоты.

Процесс целеуказания по частоте сводится к следующему. По цифровой магистрали с борта самолета передается сигнал $\dot{i}_{по}=\dot{i}_{хо}$. Этот сигнал проходит через приемное устройство дискретной связи и ЦАП. Далее он идет в блок 4I для коррекции $\dot{i}_{п}$. В результате изменяется напряжение $u_{упр}$. Под действием $u_{упр}$ изменяются $F_р$ и $\dot{i}_{рг}$. Как только разность $\dot{i}_{рг}-\dot{i}_{по}$ окажется меньше порогового значения, в блоке 43 формируется команда ЦУЧО ( ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ ПО ЧАСТОТЕ ОТРАБОТАНО) и процесс целеуказания заканчивается. При дифиците времени на подготовку аппаратуры ракеты к применению реализуется не целеуказание по частоте, а начальная установка частоты колебаний УГ в рабочую зону, для которой $F_р$ = I2 кГц.

Команда ЦУЧО используется при формировании команды ГГ (ГОЛОВКА ГОТОВА), наличие которой говорит о готовности РГС к применению.

### 4.6.4. Устройство выделения сигналов управления антенной отраженного сигнала и измерения угловой скорости линии визирования и углов пеленга цели

Это устройство содержит блоки II, I2, I5, I6, I8, I9 и 33. Функционирует оно следующим образом. Не разделенные по отдельным целям сигналы $\frac{\Delta I}{\Sigma_{мод}}$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma_{мод}}$ на частотах $F_1$ и $F_2$ поступают в блок 33. В этом блоке для угломерного устройства, содержащего обе антенны, приемный канал и упомянутые блоки II, I2, I5, I6, I8, I9 и 33, производится разделение сигналов $\frac{\Delta I}{\Sigma_{мод}}$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma_{мод}}$ по отдельным целям и формирование нормированных разностных сигналов $\frac{\Delta I}{\Sigma}$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma}$, представляющих собой видеоимпульсы. Кроме того, в блоке 33 вырабатываются гармонические напряжения $u_{F1}$ и $u_{F2}$ с частотами $F_1$ и $F_2$, а также сигналы $\Delta\Omega I$ и $\Delta\Omega II$. Напомним, что $\Delta\Omega I$ и $\Delta\Omega II$ характеризуют ошибки вычисления прогнозируемых угловых скоростей линии визирования $\Omega_п I$ и $\Omega_п II$ вычислителем сигналов управления.

В угломерном устройстве РГС-27 сигналы $\Omega_п I$ и $\Omega_п II$ используются для перемещения РСН. Если бы цель не маневрировала и вычислитель параметров $\Omega_п I$ и $\Omega_п II$ был идеальным, то выполнялись бы равенства $\Omega_п I=\Omega I$ и $\Omega_п II=\Omega II$, где $\Omega I$ и $\Omega II$ - фактические значения составляющих угловой скорости линии визирования в антенной системе координат.

Для разделения сигналов $\frac{\Delta I,II}{\Sigma_{мод}}$ по отдельным цепям в блоке 33 имеются два резонансных усилителя, настроенных на частоты $F_1$ и $F_2$. К выходам резонансных усилителей подключены фазовые детекторы. В качестве опорных сигналов для них используются импульсные сигналы типа меандров с частотами повторения импульсов $F_1$ и $F_2$. На выходах фазовых детекторов образуются медленно изменяющиеся по величине видеоимпульсы с амплитудами $\frac{\Delta I}{\Sigma}$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma}$. Эти импульсы имеют длительности $T_{TИЗ}$ (рис.4.I). Сигналы $\frac{\Delta I}{\Sigma}$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma}$ характеризуют угловые отклонения цели от РСН в плоскостях $OX_aZ_a$ и $OX_aY_a$.

Сигналы $\Delta\Omega I$ и $\Delta\Omega II$ формируются с помощью двух экстраполяторов. Каждый из них соединен с выходом соответствующего фазового детектора. Необходимость экстраполяторов объясняется требованием сохранить заданную скорость отработки углов антенной во время пауз между импульсами $\frac{\Delta I}{\Sigma}$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma}$. Для этого первый и второй экстраполяторы запоминают $\frac{\Delta I}{\Sigma}$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma}$ соответственно на время каждой паузы.

Практически пропорциональные зависимости между $\Delta\Omega I$ и $\frac{\Delta I}{\Sigma}$, а также между $\Delta\Omega II$ и $\frac{\Delta II}{\Sigma}$ объясняются тем, что следящее угломерное устройство РГС представляет систему с астатизмом первого порядка. Роль интегратора в этой системе играет гиропривод. Системы с астатизмом первого порядка характеризуются тем, что установившееся значение динамической ошибки сопровождения цели, например, в плоскости $OX_aZ_a$ управления антенной, т.е. угол, отображающий отставание РСН от линии визирования в той же плоскости $OX_aZ_a$, в отсутствии помех пропорционален угловой скорости $\Delta\Omega I$.

Отсюда следует вывод, что для измерения угловой скорости перемещения антенны достаточно определить сигнал углового рассогласования в любой точке следящей системы до гиропривода и соответствующим образом промасштабировать этот сигнал.

Гармонические напряжения $u_{F1}$ и $u_{F2}$ в блоке 33 формируются как результат выделения первых гармоник у последовательностей импульсов $u_{M1}$ и $u_{M2}$, поступающих из блока 43.

Сигналы $\Delta I,II/\Sigma_{мод}$ и $\Delta I,II/\Sigma$ подаются в анализатор, а сигналы $\Delta\Omega I$ и $\Delta\Omega II$ – в вычислитель сигналов управления. В блоке 12 вычислителя на основании уравнений (4.15) и (4.16) определяются для угломерного устройства сигналы $\Omega_п I,II$ и формируются суммы $\Omega_п I,II + \Delta\Omega I,II$, которые преобразуются в сигналы $-\Omega_{ус} I,II$.

Последние, пройдя усилители сопровождения (блок II), поступают на моментные датчики гиропривода. Гироприводом антенна отраженного сигнала перемещается так, чтобы сигналы $\frac{\Delta I, II}{\Sigma}$ были близки к нулю.

В РГС-27 имеется устройство электрической разгрузки гиростабилизатора, именуемое также системой силовой разргрузки. Необходимость этого устройства обусловлена тем, что под воздействием на гиростабилизатор внешних возмущений, вызванных его несбалансированностью, сухим трением в подшипниках и т.д., внутренняя и внешняя рамки гиростабилизатора будут прецессировать, вызывая тем самым перемещение антенны. Система силовой разгрузки с помощью двигателей разгрузки создает моменты, направленные навстречу внешним возмущающим моментам. Благодаря этому гиростабилизатор не прецессирует и антенна оказывается стабилизированной.

С гироприводом связаны потенциометрические датчики углов пеленга цели $\varphi_r I$ и $\varphi_r II$ в плоскостях $OX_a Z_a$ и $OX_a Y_a$, а также угла крена $\gamma_r$, т.е. угла поворота антенны вокруг продольной оси ракеты. Сигналы $\varphi_r I, II$ и $\gamma_r$ подаются в вычислитель сигналов управления, где $\varphi_r I, II$ используются для формирования перегрузок $n_{an} I, II$ при наведении ракеты по методу постоянного угла упреждения. Кроме того, по сигналам $\varphi_r I, II$ совместно с сигналом $\gamma_r$ осуществляется целеуказание антенне по угловым координатам, а по цепям ОСЦУ $I, II, \gamma$ (ОБРАТНАЯ СВЯЗЬ ПО УГЛАМ $\varphi_r I, II$ и $\gamma_r$) замыкается система стабилизации осей антенны в пространстве и электрической разгрузки гиростабилизатора антенны.

Чтобы осуществить целеуказание по угловым координатам, в вычислитель сигналов управления подаются с ЦАП сигналы $\varphi I, II$ и $\gamma$, характеризующие требуемые направления осей антенны в плоскостях $OX_a Z_a$, $OX_a Y_a$ и требуемый ее угол крена. В вычислителе формируются сигналы $\Delta\varphi_{огр} I, II$ и $\Delta\gamma_{огр}$, отображающие ограниченные значения разностей $\varphi I - \varphi_r I$, $\varphi II - \varphi_r II$ и $\gamma - \gamma_r$. Ограничение вводится для того, чтобы скорости перемещения осей антенны и изменения ее угла крена не превышали допустимых значений. Усиленные сигналы $\Delta\varphi_{огр} I, II$ и $\Delta\gamma_{огр}$ воздействуют на гиропривод антенны так, чтобы в результате целеуказания выполнялись приближенно равенства $\Delta\varphi_{огр} I = 0$, $\Delta\varphi_{огр} II = 0$, $\Delta\gamma_{огр} = 0$. Начинается целеуказание по угловым координатам по команде ОУ (ОТРАБОТКА УГЛОВ), поступающей из блока 42, а заканчивается формированием в вычислителе команды УО (УГЛЫ ОТРАБОТАНЫ).

В РГС-27 предусмотрены два режима отработки углового целеуказания. От момента образования команды ПОДГОТОВКА до возникновения команды ПОДГОТОВКА 2 антенна в режиме ускоренной отработки (со скоростью не менее 60°/с) устанавливается в положение, при котором $\varphi_r I = \varphi_r II = \gamma_r = 0$ (режим $\varphi_0$). По команде ПОДГОТОВКА 2 производится в течение I с ускоренная отработка сигналов углового целеуказания, поступающих по цифровой магистрали. Для реализации ускоренной отработки используются двигатели системы силовой разгрузки. После режима ускоренной отработки осуществляется неускоренная отработка, выполняемая не двигателями системы силовой разгрузки, а моментными датчиками.

В результате целеуказания продольная ось антенны устанавливается в направлении прогнозируемого положения цели к моменту времени, когда радиолокационной головке самонаведения будет разрешен захват цели на автосопровождение. После пуска ракеты антенна остается стабилизированной, если реализуется ее наведение по сигналам инерциального измерителя и системы радиокоррекции.

Завершение процессов целеуказания и предпусковой проверки РГС-27 фиксируется формированием команды ГГ ( ГОЛОВКА ГОТОВА), подаваемой на борт самолета для индикации в виде номера ракеты, которая готова к применению. Команда ГГ вырабатывается в соответствии со следующей логической формулой:

$$ГГ = УО \times ЦУЧО \times ДЧИ \times ЧП \times \overline{ВКI} \times (РКИ \times \overline{\varphi_0} + \varphi_0).$$

Здесь УО, ЦУЧО, ДЧИ и ЧП - команды УГЛЫ ОТРАБОТАНЫ, ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ ПО ЧАСТОТЕ ОТРАБОТАНО, ДЕЛИТЕЛЬ ЧАСТОТЫ ИСПРАВЕН ( в синхронизаторе) и ЧАСТОТА ПОДСТРОЕНА. При этом команда ЧП формируется в блоке 33. Команда $\overline{ВКI}$ означает отсутствие встроенного контроля, а РКИ характеризует исправность аппаратуры радиокоррекции. Команда $\varphi_0$ заменяет в цифровой магистрали команду ПОДГОТОВКА 2, символом $\overline{\varphi_0}$ в формуле для команды ГГ обозначено отсутствие режима $\varphi_0$ в СУВ-29. Все команды в формуле для ГГ представляют напряжения +27 В.

### 4.6.5. Вычислитель сигналов управления

При полуактивном самонаведении, как и на этапе наведения с радиокоррекцией, вычислитель сигналов управления формирует сигналы $n_{an} I, II$ в соответствии с формулой (4.I), где $n_{\varphi} I, II =$



мб 2016

$= n_a I,II \pm 0,7$, если реализуется модифицированный метод наведения, или в соответствии с формулами (4.4) и (4.5), когда ракета наводится по методу постоянного угла упреждения. При этом сигналы перегрузок $n_{зад} I,II$ определяются формулой (4.2), для реализации которой решаются уравнения (4.15) и (4.16) с коррекцией результатов решения сигналами $F_p$ и $\Delta\Omega$ радиолокационной головки самонаведения.

С учетом сигналов коррекции с РГС и при условии, что сохраняются прежние обозначения для прогнозируемых параметров, вместо (4.15) и (4.16) записываются следующие уравнения:

$$\dot{l}_{z,y} = l_{nx} \Omega_n I, II,$$

$$\ddot{l}_{z,y} = -g(n_a I,II \pm 0,7) + k(l_x, \dot{l}_n, H_p)\Delta\Omega I,II +$$

$$+ W_k(p)|\dot{l}_n|\Delta\Omega I,II + W_N(p)\Delta\Omega I,II.$$

Здесь $k(l_x,\dot{l}_n, H_p)\Delta\Omega I,II$ - сигналы, характеризующие поправки к прогнозируемым ускорениям $\ddot{l}_{z,y}$ и получаемые с помощью РГС; $k(l_x,\dot{l}_n,H_p)$ - коэффициент, зависящий от $l_x$; $\dot{l}_n = \dot{l}_x$ и высоты $H_p$ полета ракеты; $W_k(p)$ - передаточная функция корректирующего фильтра; $W_N(p)$ - передаточная функция фильтра сглаживания сигналов $\Delta\Omega I,II$, учитывающих маневр цели в направлениях осей $OZ_a$ и $OY_a$.

Сигналы $n_{an} I, II$, сформированные в вычислителе сигналов управления, подаются в блок преобразования этих сигналов (блок 19). В блоке 19, как и для этапа инерциального наведения с радиокоррекцией, вырабатываются сигналы $\Delta n_{an} I,II$, направляемые в систему управления ракеты (СУР).

## Глава 5

## ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ ПРИЦЕЛЬНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ОЭПрНК-29Э2

### 5.1. Структурная схема и тактико-технические характеристики ОЭПрНК-29Э2

Оптико-электронный прицельно-навигационный комплекс ОЭПрНК являясь важной составной частью системы управления вооружением СУВ, предназначен для решения боевых и навигационных задач как автономно, так и при взаимодействии с комплексом РЛПК. В п.2.2.2 дана общая характеристика ОЭПрНК, рассмотрены его основные тактические характеристики и условия боевого применения комплекса. Из анализа тактических характеристик и условий боевого применения ОЭПрНК следует, что он может использоваться на всех высотах боевого применения истребителя МиГ-29Б в том числе на фоне земли, днем и ночью, в условиях оптической видимости воздушных и наземных целей.

Комплекс ОЭПрНК обеспечивает обзор пространства с большой и малой зонами поиска воздушных целей по их тепловому излучению с помощью теплопеленгатора станции КОЛС. Большая и малая зоны обзора составляют соответственно по азимуту от $-30^0$ до $+30^0$ и от $-15^0$ до $+15^0$ относительно центра зоны поиска; по углу места для обеих зон от $-15^0$ до $+15^0$ относительно строительной оси самолета. При этом большая зона поиска равна зоне обзора. Центр малой зоны поиска может смещаться вправо или влево на $15^0$, обеспечивая перекрытие всей зоны обзора. При наложении строба размером $4^0$ по азимуту и $6^0$ по углу места на отметку цели на экранах индикаторов системы СЕИ с помощью кнопки КУ-31 в режиме ручного целеуказания (РЦУ) или целеуказания по данным нашлемной системы НСЦ в станции КОЛС обеспечивается автоматический захват воздушной цели. Станция КОЛС может осуществлять авто-

матическое сопровождение воздушной цели в зоне углов от $-30^0$ до $+30^0$ по азимуту и от $-15^0$ до $+30^0$ по углу места. При максимальной угловой скорости линии визирования не менее $30^\circ/с$, угловом ускорении не менее $30^\circ/с^2$, в том числе при всех эволюциях самолета предельная погрешность автоматического сопровождения по углам $3\sigma_\varphi \leqslant 3$ т.д. Предельная погрешность определения дальности лазерным дальномером ЛД станции КОЛС в картинной плоскости $3\sigma_Д < 10$ м.

Погрешность целеуказания ГСН ракет Р-60МК ($\Delta E_y = \Delta E_z$, в долях единичного вектора) и ГСН ракет Р-73Э($\Delta\varphi_I = \Delta\varphi_{II}$, в градусах) приведены в табл.5.I.

Таблица 5.I

| Тип ракеты | Режимы работы | | |
|---|---|---|---|
| | ТП | ШЛЕМ | Оптический РЦУ |
| Р-60МК | ±0,006 ед | ±0,014 ед | ±0,007 ед |
| Р-73Э | $\pm 0,32^0$ | $\pm 0,8^0$ | $\pm 0,37^0$ |

Вероятное отклонение суммарного рассеивания с учетом погрешностей прицеливания и технического рассеивания (при перегрузке цели $n = 4$), приведенное к круговому $E_\Sigma$, при дальности стрельбы из пушки по визуально видимой воздушной цели $Д \leqslant 800$ м не превышает 4,5 т.д. (при применении КОЛС) и 6 - 8 т.д. (при прицеливании с помощью оптических средств). При этом математическое ожидание смещения центра группирования не превышает $0,7E_\Sigma$. Вероятное отклонение суммарного кругового рассеивания при стрельбе из пушки и пуске неуправляемых ракет по наземным целям не превышает соответственно 5 - 7 т.д. и 6 - 8 т.д.

Комплекс ОЭПрНК обеспечивает выполнение прицельного бомбометания с горизонтального полета, пикирования, на выходе из пикирования и с кабрирования. При этом вероятное ($E_x$, $E_z$) и систематическое ($\bar{X}$, $\bar{Z}$) отклонение суммарного рассеивания авиационных бомб без учета скорости ветра не превышают: с горизонтального полета $E_x = 2E_z \leqslant (40+30H)$ м, где $H$ -высота полета в км; при пикировании и на выходе из пикирования $E_x = E_z \leqslant 40$ м; с кабрирования $E_x = E_z \leqslant 250$ м; $|\bar{X}| = E_x$, $|\bar{Z}| = E_z$ - при всех способах бомбометания.



2016

Эффективность решения комплексом ОЭПрНК навигационных задач характеризуется погрешностями счисления текущих координат местоположения самолета и определения пилотажно-навигационных параметров, которые приведены в табл.5.2.

Таблица 5.2

| № п/п | Режим работы, наименование параметра | Погрешность (2σ) вычисления или индикации |
|---|---|---|
| I | Автоматическое счисление координат местоположения: | |
| | - при ускоренной выставке ИК-ВК | 4% от пути, пройденного после последней коррекции без учета ветра |
| | - при нормальной выставке ИК-ВК | 8 км за I ч полета |
| 2 | Счисление координат в режиме радиокоррекции | (0,4%Д+0,3) км, где Д-дальность до радиомаяка |
| 3 | Определение и выдача потребителям углов крена и тангажа: | |
| | - при ускоренной выставке | $I^0$ за I ч полета |
| | - при нормальной выставке | $0,5^0$ за I ч полета |
| 4 | Определение и выдача потребителям углов курса: | |
| | - начальная выставка, градусы: | |
| | а) при ускоренной выставке | $I^0$ |
| | б) при нормальной выставке | $0,3^0$ |
| | - уход гироскопов, градусы: | |
| | а) при ускоренной выставке | $I^0$ за I ч полета |
| | б) при нормальной выставке | $0,3^0$ за I ч полета |

Основные технические характеристики станции КОЛС, систем НСЦ,СЕИ и СУО приведены в соответствующих пунктах данной главы.

Назовем некоторые общие технические характеристики комплекса ОЭПрНК :

- масса (с учетом межсистемной кабельной сети) - не более 230 кг;

- наработка на отказ, обнаруженный на земле и в полете, должна быть не менее 50 ч;

- электропитание подсистем и устройств комплекса - от борто-

вых источников 200/115 В 400 Гц, 36 В 400 Гц,+27 В и 6 В 400 Гц в соответствии с требованиями ГОСТ 19705-74;

- допустимые отклонения питающих напряжений от номинальных значений и по частоте:

а) по цепи переменного трехфазного тока: по сети 200 В - от 187 до 207 В; по сети 36 В - от 32,4 до 37,8 В; по частоте 400 Гц - от 392 до 408 Гц;

б) по постоянному току сети 27 В - от 24,0 до 29,4 В;

в) по цепям подсвета - от 5,5 до 6 В (частота не контролируется);

- потребляемые комплексом токи при максимальных напряжениях питания (не должны превышать):

по сети 27 В - 65 А; по сети 200 В 400 Гц - 7 А (по каждой фазе); по сети 36 В 400 Гц - 5 А (по каждой фазе).

Состав и основные функциональные связи систем и устройств, входящих в ОЭПрНК , отражены на структурных схемах данного комплекса (рис.5.1) и бортового комплекса самолета МиГ-29Б(рис. 1,1). Основу комплекса ОЭПрНК , как и РЛПК , составляет БЦВМ С-31 типа Ц100.02, осуществляющая логическую и математическую обработку всей входной информации и формирование команд и сигналов управления оружием, самолетом и системами.

Как показывает анализ структурной схемы ОЭПрНК , по функциональному признаку он может быть разделен на ряд самостоятельных функционально законченных подсистем и устройств:

- БЦВМ С-31 (Ц100.02-01) с устройством ввода - вывода информации УВВ20-31;

- оптико-электронную прицельную систему ОЭПС-29, которая, в свою очередь, состоит из двух функционально законченных систем - квантовой оптико-локационной станции КОЛС и нашлемной системы целеуказания НСЦ;

- систему навигации СН-29;

- систему управления оружием СУО ;

- блок связи и распределения информации БСР-31;

- блоки датчиков линейных ускорений БДЛУ-31 и угловых скоростей БДУС-31;

- фотоконтрольный прибор ФКП-ЕУ.

Что же касается системы единой индикации СЕИ и единых многофункциональных пультов: пульта специальных режимов ПСР-31, пульта управления режимами работы комплекса РЛПК , пульта

управления ПУ-47, пульта ввода и контроля ПВК-31, пульта контроля ПК-31 и индикатора подвесок ИП-31, - то они являются общими для комплексов ОЭПрНК и РЛПК и в составе системы СУВ, по существу, выступают как самостоятельные элементы. Кроме того, решение задачи навигации в СУВ возложено на систему навигации СН-29 независимо от того, какой из прицельных комплексов (РЛПК или ОЭПрНК ) был или будет использован при решении боевой задачи.

Вышеуказанное свидетельствует о том, что объединение систем, устройств и блоков в единое целое - комплекс ОЭПрНК - произведено не только по функциональному, но и по конструктивному признакам. В частности, по этой причине система навигации СН-29 в рамках данного пособия рассматривается самостоятельно в главе 6. Описание основных технических характеристик, принципов построения и функционирования БЦВМ С-31, которая однотипна БЦВМ Н019 комплекса РЛПК (Ц100.02), приведено в параграфе 2.3, где рассматривается бортовая вычислительная система СУВ в целом. В данной главе дано описание станции КОЛС, систем НСЦ, СЕИ и СУО, а также рассмотрены режимы функционирования комплекса ОЭПрНК и алгоритмы обработки информации о параметрах движения воздушной цели.

## 5.2. Квантовая оптико-локационная станция КОЛС-29

### 5.2.1. Назначение, решаемые задачи и тактико-технические характеристики станции КОЛС

Квантовая оптико-локационная станция КОЛС, как показано в параграфе 5.1, входит в состав оптико-электронной прицельной системы ОЭПС-29. Станция КОЛС является комплексной системой, состоящей из обзорно-следящего теплопеленгатора ОСТП и лазерного дальномера ЛД. ОСТП обеспечивает поиск, обнаружение, захват и автосопровождение воздушной цели в ЗПС по ее тепловому излучению. ЛД предназначен для измерения дальности до воздушной или наземной цели.

КОЛС измеряет угловое положение линии визирования цели ($\varphi_y$, $\varphi_z$), абсолютные угловые скорости линии визирования цели ($\omega_y, \omega_z$) относительно строительной оси истребителя и мгновенную дальность до цели. Эти измеряемые параметры через блок цифровых преобразователей БЦП выдаются в БЦВМ С-31 (Ц100.02-01).

Другие параметры, необходимые для решения задач прицеливания (угловые ускорения линии визирования, текущее значение дальности до цели и ее производные), вычисляются в БЦВМ С-3I (Щ00.02-0I).

Использование КОЛС в составе ОЭПС-29 дает возможность эффективно вести прицельную стрельбу из пушки, осуществлять пуск управляемых авиационных ракет ближнего маневренного боя и ракет малой дальности, а также осуществлять пуск неуправляемых реактивных снарядов и сброс бомб для поражения наземных целей. Боевое применение КОЛС обеспечивается на всех высотах полета истребителя, в том числе на фоне земли, днем и ночью, в условиях оптической видимости, а также при наличии организованных помех.

Основные тактико-технические характеристики КОЛС

I. Зона обзора:

- в режиме ОБЗОР БОЛЬШОГО ПОЛЯ:
  - по азимуту $\pm 30^0$;
  - по углу места $\pm 15^0$.
- в режиме ОБЗОР МАЛОГО ПОЛЯ:
  - по азимуту $\pm 15^0$;
  - по углу места $\pm 15^0$.

Малая зона обзора может смещаться вправо или влево относительно строительной оси самолета на $15^0$ по команде летчика.

2. Зона автоматического захвата во всех режимах работы, кроме режима ТП-ББ:
   - по азимуту $4^0$;
   - по углу места $6^0$.

В этом режиме зона автоматического захвата составляет по азимуту $\pm 2^0$ и по углу места $\pm 15^0$.

3. Зона автоматического сопровождения:
   - по азимуту $\pm 30^0$;
   - по углу места от $-15^0$ до $+30^0$.

4. Максимальные дальности при работе по цели типа МиГ-2I в ЗПС до ракурса 3/4:
   - обнаружения не менее I5 км;
   - захвата предварительно обнаруженной цели не менее 8-I0 км;
   - автоматического захвата не менее 5 км.

5. Время захвата цели во всех режимах целеуказания I,5 с.

6. Длительность цикла обзора:
   - большого поля 2,5 с;
   - малого поля I,25 с.

7. минимальная дальность автосопровождения 200 м.

8. Максимальная угловая скорость линии визирования цели в режиме автосопровождения $30^0$/с.

9. КОЛС обеспечивает обнаружение и автосопровождение воздушных целей при минимальном угле визирования на солнце, равном $10^0$, относительно направления линии визирования цели.

10. Максимальная измеряемая дальность:
 - по цели типа МиГ-21 3 км;
 - по наземной цели 5 км.

11. Минимальная измеряемая дальность 200 м.

12. Ошибка определения мгновенной дальности до цели не более 10 м.

13. Режим работы ЛД - повторно-кратковременный с частотой следования импульсов излучения:
 - в основном режиме 1 Гц, в дежурном режиме 0,25 Гц.

14. Длина волны лазерного излучения 1,06 мкм.

15. Длительность импульса излучения лазера дальномера 40-60 нс.

16. Энергия лазерного излучения в импульсе 0,4 - 0,5 Дж.

17. Угловая расходимость лазерного луча 20'.

18. Максимальное время работы лазерного дальномера за полет:
 - в основном режиме 3,5 мин;
 - в дежурном 12 мин.

19. Максимальное время работы теплопеленгатора за полет:
 - в обзорном режиме 1 ч;
 - в режиме слежения 15 мин.

20. Потребляемая мощность по цепи постоянного тока не более 330 Вт, переменного тока в режиме излучения ЛД не более 1420 ВА.

21. Время готовности к работе при температуре окружающей среды $40^0$С не более 3 мин.

22. Масса станции 59 кг.

### 5.2.2. Состав, функциональная схема и режимы работы станции КОЛС

Станция КОЛС (рис.5.2) состоит из трех основных функциональных блоков:
- головки визирной (ГВ);
- блока следящих систем (БСС);
- блока электроники (БЭ).

н/с

16. Изд. № 7906

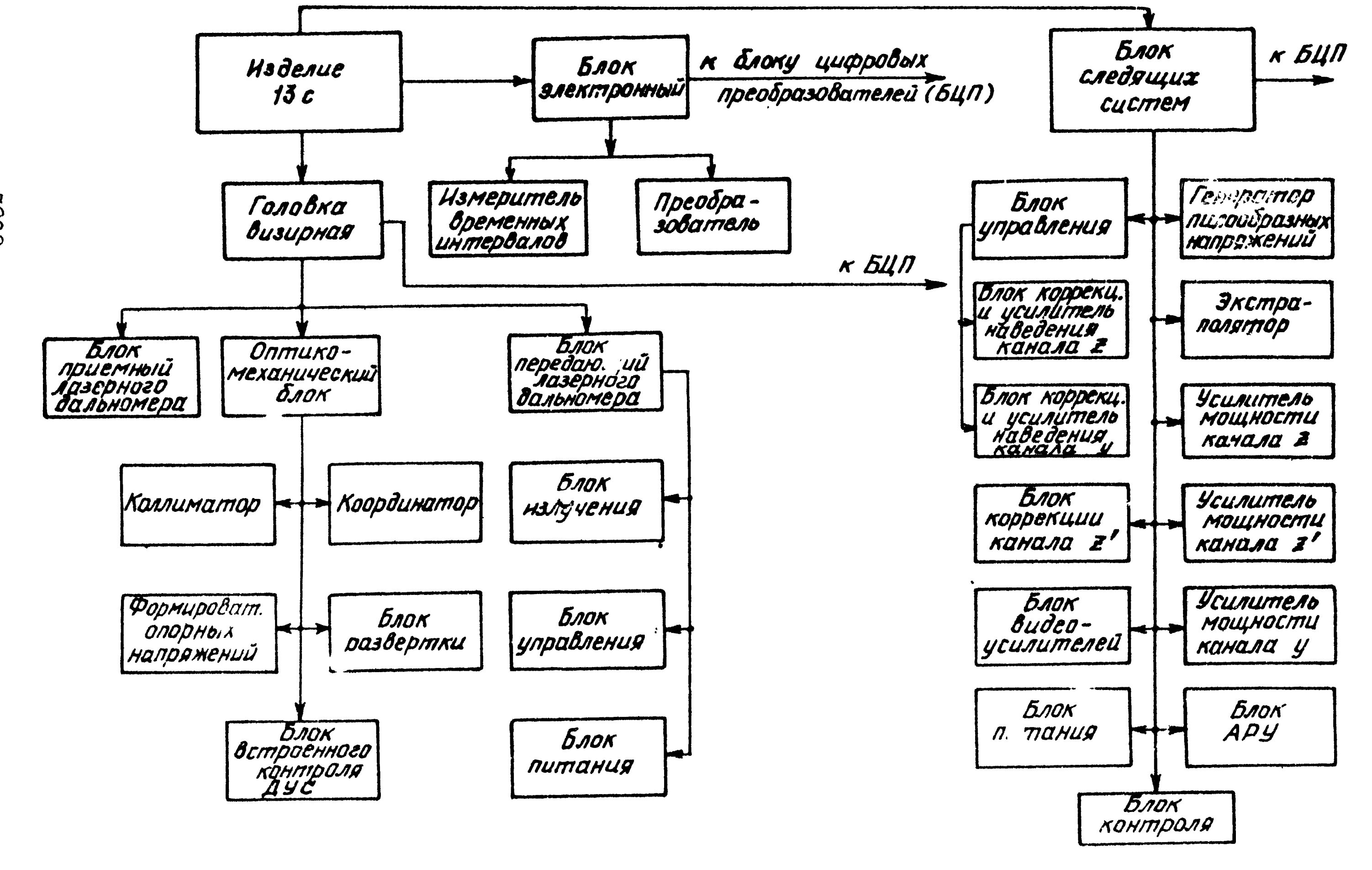



Рис. 5.2

В корпусе ГВ расположены все основные элементы ОСТП и ЛД. Конструктивно ГВ выполнена в виде моноблока, в который входит оптико-механический блок, а также приемный и передающий блоки ЛД. Передающий блок ЛД состоит из блока излучения (собственно лазера), блока управления, обеспечивающего работу лазера в импульсном режиме, и блока питания лазера. Приемный блок предназначен для приема отраженного от цели импульса лазерного излучения и преобразования его в электрический сигнал.

Оптико-механический блок (ОМБ) состоит из следующих функционных узлов:

- координатора, предназначенного для измерения угловых координат и угловых скоростей линии визирования цели; он включает в свой состав оптическую антенну (сканирующее зеркало), устройство управления движением зеркала, оптическую систему и фотоприемное устройство ИК-канала теплопеленгатора;
- блока развертки, состоящего из генераторов строчной и кадровой развертки, которые обеспечивают управление сканированием зеркала по азимуту и углу места в режиме обзора;
- формирователя опорных напряжений, предназначенного для формирования опорных импульсов, которые используются при вычислении координат цели в режиме слежения;
- коллиматора, предназначенного для формирования излучения имитатора цели в режиме встроенного контроля;
- блока встроенного контроля ДУС, обеспечивающего проверку работоспособности датчиков угловых скоростей.

Блок электронный обеспечивает работу ЛД в разных режимах при помощи преобразователя, а также измерение дальности до цели при помощи измерителя временных интервалов.

В состав блока следящих систем входят:

- блок управления, который решает задачи коммутации блоков станции, прохождения сигналов и команд, выделения сигналов рассогласования в различных режимах работы, проверку станции в режиме встроенного контроля;
- блок видеоусилителей, предназначенный для усиления сигнала с выхода фотоприемного устройства теплопеленгатора;
- генератор пилообразных напряжений, который используется в усилителях мощности для получения напряжений, управляющих работой исполнительных двигателей, обеспечивающих поворот сканирующего зеркала в обзорных режимах работы станции;

- усилители мощности, предназначенные для усиления напряжений, управляющих работой исполнительных двигателей;

- блок АРУ, осуществляющий автоматическую регулировку усиления по шумам и по сигналу; в блок АРУ конструктивно входит автомат захвата, переводящий теплопеленгатор в режим слежения;

- экстраполятор, осуществляющий формирование сигналов рассогласования, управляющих работой исполнительных двигателей в режиме слежения.

Функциональные связи станции КОЛС с системой единой индикации СЕИ и БЦВМ С-3I осуществляются через блок цифровых преобразователей, который в состав КОЛС не входит.

Станция КОЛС имеет три режима работы: режим обзора, режим наведения и захвата, режим слежения. Рассмотрим работу КОЛС в указанных режимах, пользуясь упрощенной функциональной и оптико-кинематической схемами, представленными на рис.5.3 и 5.4 соответственно.

## Режим обзора

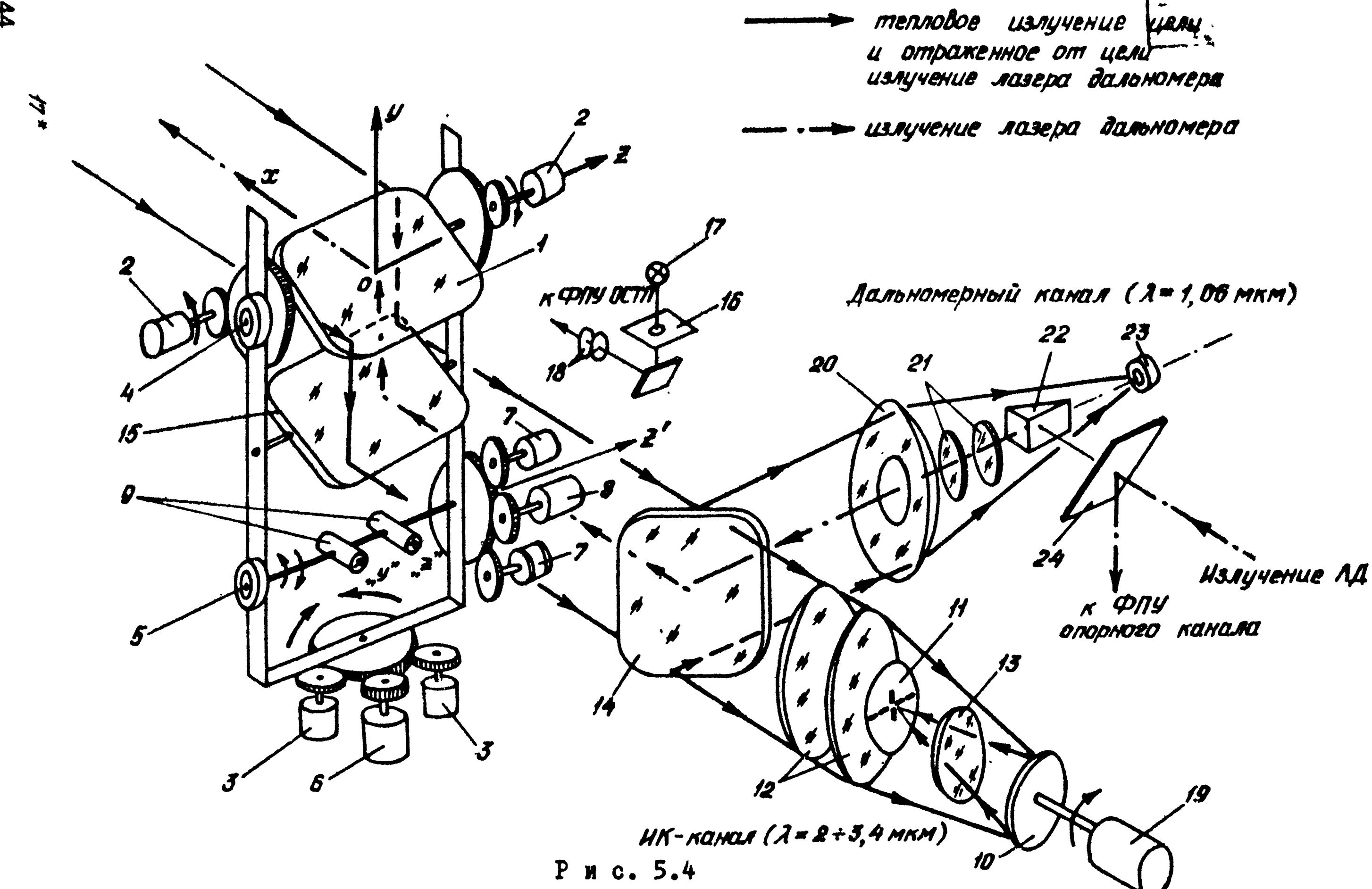
Просмотр зоны обзора осуществляется с помощью сканирующего зеркала (I), имеющего два независимых привода, один из которых $ДВ_z$ (2) обеспечивает угломестное сканирование в зоне $\pm 15^0$ с частотой 4,5 Гц, а другой $ДВ_y$ (3) - азимутальное в зоне $\pm 15^0$ ($\pm 30^0$) с частотой 0,4 Гц. При этом осуществляется построчный обзор пространства мгновенным полем зрения фотоприемника теплопеленгатора (II). Развертка пространства при построчном обзоре в координатах азимута $(\varphi_y)$ - угол места $(\varphi_z)$ иллюстрируется рис.5.5.

Угловые размеры мгновенного поля зрения приемника составляют $4^0$ по азимуту и $0,3^0$ по углу места. Направление движения строк указано стрелками. С угломестным приводом связан датчик синусно-косинусного трансформатора СКТ-Д (4). Роторная обмотка СКТ-Д в режиме обзора запитывается через контакты реле PI напряжением частотой I0 кГц от генератора высокой частоты. Напряжение снимаемое с синусной обмотки СКТ-Д, пропорционально (учитывая малость угла поворота зеркала $\pm 7,5^0$) углу поворота зеркала. Это напряжение подается на балансный фазовый детектор, на который в качестве опорного подается напряжение с косинусной обмотки СКТ-Д

16*

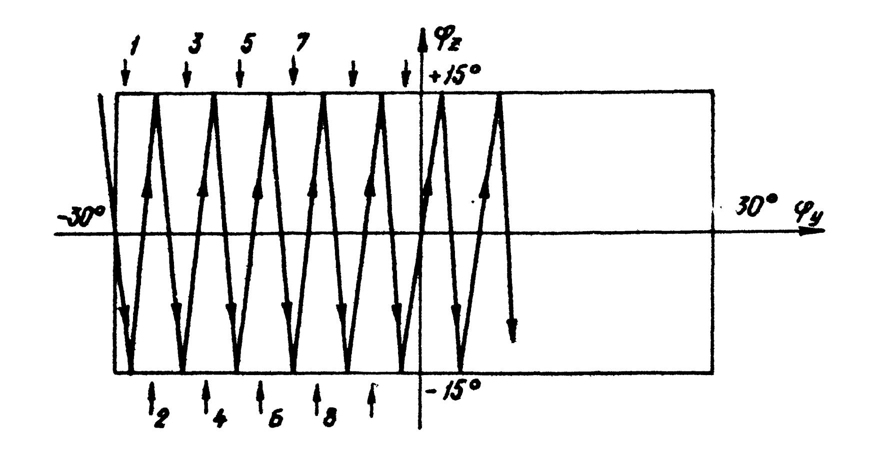
н/с

17*



тепловое излучение цели
и отраженное от цели
излучение лазера дальномера
излучение лазера дальномера
Дальномерный канал (λ = 1,06 мкм)
к ФПУ ОСТП
к ФПУ
опорного канала
Излучение ЛД
ИК-канал (λ = 2 ÷ 3,4 мкм)
y
x
z
z'
o
„y"
„z"
1
2
2
3
3
4
5
6
7
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
17
18
19
20
21
22
23
24


Р и с. 5.4

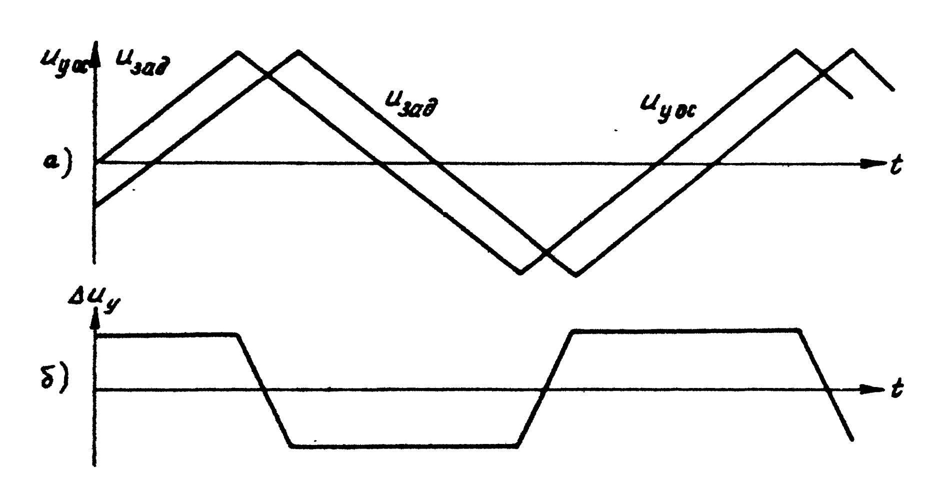



Р и с. 5.5.

Р и с. 5.6

На выходе фазового детектора формируется пилообразное напряжение $u_{разв\ z}$, пропорциональное углу поворота зеркала, которое через БЦП подается в СЕИ для управления разверткой луча индикатора по углу места (рис.5.6,а). Кроме того, напряжение $u_{разв\ z}$ подается на пороговое устройство генератора строчной развертки, где сравнивается с опорным напряжением строки $U_{оп\ стр}$. В результате сравнения этих напряжений на выходе порогового устройства образуется напряжение $u_{рев\ z}$ (рис.5.6,б), которое через контакты реле Р1, Р3, Р4 и усилитель мощности (канал $z$) подается для питания двигателя $ДВ_z$. Полярность напряжения $u_{рев\ z}$ определяет направление вращения двигателя и соответственно направление поворота зеркала в угломестной плоскости.

Поворот сканирующего зеркала по азимуту осуществляется двигателем $ДВ_y$. Напряжение питания ($u_{y\ дв}$) двигателя $ДВ_y$ вырабатывается следующим образом. В генераторе кадровой развертки формируется пилообразное напряжение $u_{зад}$ (рис.5.7,а) с периодом Т=5 с при большом поле обзора и Т=2,5 с при малом поле обзора. Это напряжение через контакты реле Р3 подается на сумматор $\Sigma_y$, на который подается также напряжение $u_{y\ ос}$ обратной связи (рис.5.7,а) с одного из блоков двухблочного потенциометра (датчика угла) $ДУ_y$ (6), жестко связанного с двигателем $ДВ_y$. При




Р и с. 5.7.

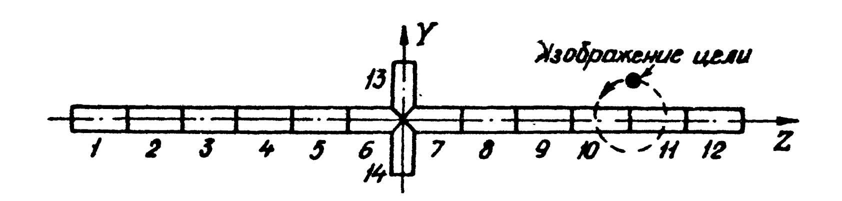
сравнении этих двух напряжений формируется сигнал рассогласования $\Delta u_y$ (рис.5.7,б), который через блок коррекции и усилитель наведения ($y$), контакты реле Р3 и Р4 поступает на усилитель

мощности (канал $y$). С выхода усилителя мощности напряжение $u_{y\,дв}$ подается для питания $ДВ_y$. Полярность этого напряжения определяет направление вращения двигателя и, следовательно, направление поворота рамки с зеркалом в азимутальной плоскости.

Со второго блока двухблочного потенциометра $ДУ_y$ снимается напряжение $u_{разв\,y}$, которое подается через БЦП в СЕИ-31 для управления разверткой луча индикатора по азимуту.

Просмотр зоны обзора реализуется следующими режимами работы станции: обзор малого поля, обзор большого поля, обзор $-15^0$, обзор $+15^0$. Выбор того или иного поля обзора осуществляется по команде летчика путем нажатия соответствующей кнопки на пульте ПСР-31. При нажатии центральной кнопки осуществляется просмотр малой центральной зоны: $\pm15^0$ по азимуту и $\pm15^0$ по углу места. При нажатии левой или правой кнопки малая зона обзора дискретно смещается влево или вправо на $15^0$. При ненажатых кнопках осуществляется обзор большой зоны: $\pm30^0$ по азимуту и $\pm15^0$ по углу места.

При появлении цели в зоне обзора фотоприемным устройством (11), представляющим собой 14-площадочный фотоприемник (рис.5.8) расположенный в фокальной плоскости оптической системы ( 1, 15, 14, 12, 10, 13), регистрируется ИК-излучение цели.




Р и с. 5.8

Изображение цели в плоскости приемника перемещается по окружности за счет того, что зеркало (10), вращающееся двигателем (19), расположено наклонно к оси двигателя под углом 30′. В обзорном режиме задействована линейка из 12 площадок фотоприемника.

Сигнал с выхода фотоприемного устройства через блок видеоусилителей поступает в СЕИ для формирования изображения цели на индикаторах в обзорном режиме. Регулировка усиления



2016

фотоприемного устройства осуществляется изменением питающих напряжений с помощью АРУШ. Кроме того, предусмотрена ручная регулировка усиления, которая производится летчиком с помощью потенциометра УСИЛ.ТП, расположенного на пульте ПСР-31. При уменьшении усиления (повороте потенциометра против часовой стрелки) ниже порогового уровня на индикаторах СЕИ высвечиваются буквы ПП (пассивная помеха).

## Режим наведения и захвата

Режим наведения является переходным режимом в работе станции из режима обзора в режим слежения. В режиме наведения поворот сканирующего зеркала в направлениях на цель осуществляется отработкой приводов по напряжениям наведения (целеуказания) ( $u_{y\ навед}$, $u_{z\ навед}$ ), пропорциональным угловым координатам цели, поступающим из БЦВМ. В БЦВМ напряжения наведения вырабатываются по информации о координатах цели от РЛПК , НСЦ, КОЛС в зависимости от выбранного режима работы ОЭПрНК .

В режиме ТП-СТРОБ наведение осуществляется вручную летчиком. Летчик с помощью кнюппеля КУ-31 накладывает строб на отметку выбранной для атаки цели. По выполнении стробирования цели летчик дает команду на захват путем нажатия кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ, расположенной на РУДе.

По этой команде производятся следующие операции:

- отключается режим обзора и прекращается сканирование зеркала;

- включается дистанционная следящая система канала подслеживания (по оси $z'$ ), при помощи которой в режиме слежения измеряются угловое положение линии визирования в угломестной плоскости и угловые скорости линии визирования в азимутальной и угломестной плоскостях.

Одновременно напряжения управления стробом с кнюппеля, пропорциональные угловым координатам линии визирования стробированной цели, подаются в БЦВМ для выработки сигналов наведения. Из БЦВМ напряжения наведения $u_{y\ навед}$ и $u_{z\ навед}$ через контакты реле Р10 поступают на сумматоры $\Sigma_y$ и $\Sigma_z$ соответственно. В сумматорах эти напряжения сравниваются с напряжениями обратной связи $u_{y\ ос}$ и $u_{z\ ос}$, снимаемыми с потенциометров $ДУ_y$ и $ДУ_z$ , в результате чего вырабатываются напряжения рассогласования $\Delta u_y$ и $\Delta u_z$, которые через блоки коррекции, усилители наведения

и усилители мощности поступают на исполнительные двигатели $ДВ_y$ и $ДВ_z$. Двигатели поворачивают сканирующее зеркало до тех пор, пока $\Delta u_y$ и $\Delta u_z$ не станут равными нулю. При этом направление оптической оси координатора будет совмещено с направлением линии визирования с точностью до ошибок целеуказания. Ошибки целеуказания составляют величину $4^0$ по азимуту и $6^0$ по углу места. Для обнаружения цели в этой зоне введено подсканирование зеркала в угломестной плоскости (в азимутальной плоскости подсканирование не нужно, так как мгновенное поле приемника в азимутальной плоскости имеет величину $4^0$).

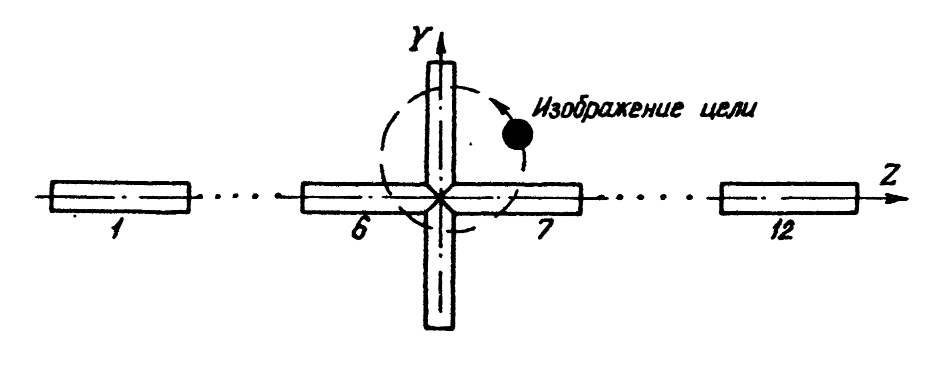
Подсканирование зеркала в угломестной плоскости осуществляется следующим образом. По команде на захват цели на вход усилителя наведения по каналу $z$ через сумматор поступает напряжение подсканирования $u_{подск}$ с генератора строчной развертки, которое суммируется с напряжением наведения $u_{z\,навед}$ и используется после усиления в блоке коррекции, усилителе наведения и усилителе мощности (канал $z$) для питания двигателя $ДВ_z$. $ДВ_z$ осуществляет сканирование зеркала в угломестной плоскости на величину $\pm 1{,}5^0$ с частотой 1-2 Гц, обеспечивая тем самым подпоиск цели в зоне $4^0$ по азимуту и $6^0$ по углу места. При появлении цели в мгновенном поле зрения фотоприемника теплопеленгатора, т.е. при наличии сигнала от цели на любой из 12 площадок фотоприемника, автомат захвата переводит станцию в режим слежения за целью.

Наведение на цель может осуществляться также по сигналам целеуказания от РЛПК в режиме работы СУВ РЛС и от НСЦ в режиме работы ШЛЕМ или непосредственно от КОЛС автоматически в режиме ТП-ББ. В режиме работы ОЭПрНК "$\varphi^0$" зеркало не управляется и наведение на цель осуществляется летчиком пилотированием самолета.

Режим наведения ОСТП при целеуказании от других систем аналогичен режиму наведения при ручном наведении. По команде на захват (срабатывают реле Р3, Р4, Р5) выходы площадок фотоприемника теплопеленгатора через сумматоры подключаются к экстраполятору, выходы которого подключаются к усилителям мощности каналов $y$ и $z$. При появлении сигнала от цели на выходе любой из площадок фотоприемного устройства теплопеленгатора в экстраполяторе вырабатывается сигнал, зависящий от того, на какие площадки фотоприемного устройства попадает ИК-излучение цели

(I, 2, 3, 4, 5 или 8, 9, I0, II, I2), который после усиления подается на исполнительный двигатель ДВ$_y$ . Исполнительный двигатель ДВ$_y$ разворачивает зеркало так, чтобы изображение цели перемещалось к центру фотоприемника.

По приведении изображения к центру фотоприемника (появляются сигналы от цели на I3 и I4 площадках) (рис.5.9) автомат захвата отключает реле Р5, контакты которого отключают крайние площадки фотоприемника (I-5, 8-I2) от экстраполятора, и в БЦВМ вырабатывается команда ЗАХВАТ ТП, о наличии которой говорит смена обзорной индикации на индикаторах СЕИ-3I на прицельную.




Р и с. 5.9.

## Режим слежения

В режиме слежения управляющие сигналы по каналам $y$ и $z$ формируются электронным трактом экстраполятора путем сравнения импульсных сигналов с 6, 7, I3 и I4 площадок фотоприемного устройства теплопеленгатора с импульсами, получаемыми с формирователя опорных напряжений. При совпадении направления оптической оси координатора с линией визирования цели период следования импульсов с площадок 6, 7 (канал $y$ ) и I3, I4 (канал $z$ ) совпадает с соответствующими периодами следования импульсов с генератора опорных напряжений и сигнала рассогласования на выходе экстраполятора не будет. При отклонении линии визирования цели от направления оптической оси координатора возникает сигнал рассогласования, величина которого будет определяться степенью рассогласования по времени периодов следования опорных импульсов и импульсов, получаемых с центральных площадок фотоприемника теплопеленгатора. Выделенные сигналы рассогласования через усилители мощности поступают на исполнительные двигатели ДВ$_y$ и ДВ$_z$, ко-

торые, отрабатывая эти напряжения, разворачивают зеркало до совмещения направления оптической оси координатора с направлением линии визирования. Для обеспечения постоянства уровня сигнала с фотоприемника теплопеленгатора в режиме слежения предусмотрена автоматическая регулировка усиления по сигналу (АРУС).

Измерение угловой скорости линии визирования цели в следящем режиме осуществляется датчиками угловых скоростей ДУС$_y$ и ДУС$_z$. Поскольку отклонению зеркала в угломестной плоскости на угол $\alpha$ соответствует угол отклонения оптической оси координатора на угол $2\alpha$ и угловой скорости отклонения зеркала соответствует удвоенная угловая скорость отклонения оптической оси координатора, то для определения углового положения линии визирования цели и ее угловой скорости в угломестной плоскости введен специальный канал подслеживания (подслеживания за отклонением зеркала в угломестной плоскости) с коэффициентом электрической редукции $i = 2$. Канал подслеживания включает в себя двигатель ДВ$_{z'}$ (7), с которым связаны датчик угла (потенциометр 8) ДУ$_z$, приемник синусно-косинусного трансформатора СКТ-П (5), ДУС (9), блок коррекции канала $z'$ и усилитель мощности канала подслеживания $z'$.

При отработке двигателя ДВ$_z$, отклоняющего сканирующее зеркало в угломестной плоскости, поворачивается ротор СКТ-Д и в СКТ-П формируется напряжение рассогласования (коэффициент редукции $i = 2$), которое после коррекции и усиления подается на ДВ$_{z'}$. Двигатель ДВ$_{z'}$, отрабатывая это напряжение, поворачивает потенциометр ДУ$_z$ и ДУС$_z$ до получения напряжения рассогласования, равного нулю. При этом ДУС$_z$ измеряет абсолютную скорость линии визирования цели $\omega_z$ в угломестной плоскости, а с потенциометра ДУ$_z$ снимается напряжение, пропорциональное угловому положению линии визирования $\varphi_z$. Абсолютная угловая скорость линии визирования цели в азимутальной плоскости измеряется с помощью ДУС$_y$ при повороте рамки с зеркалом, а угловое положение линии визирования цели - с помощью потенциометра ДУ$_y$. Напряжения, пропорциональные угловым координатам линии визирования ($U_{\varphi_y}$ и $U_{\varphi_z}$) и угловым скоростям ($U_{\omega_y}$ и $U_{\omega_z}$), через блок цифровых преобразователей подаются в БЦВМ для решения прицельных задач.

В случае потери цели координатором автоматически вырабатывается команда на сброс цели, по которой срабатывает реле Р6,

отключая автомат захвата. КОЛС переходит при этом в тот режим работы, из которого производился захват цели.

## Измерение дальности

Измерение дальности в КОЛС осуществляется лазерным дальномером ЛД, который работает либо в дежурном режиме с $F_п$ = 0,25 Гц, либо в основном режиме с $F_п$ = 2 Гц. Включение ЛД в работу осуществляется автоматически по командам БЦВМ. При формировании в БЦВМ команды ЗАХВАТ ТП осуществляется включение лазерного передатчика в дежурный режим. Лазер излучает импульсы с параметрами: $\lambda$ = 1,06 мкм, $\tau_и$ = 40-60 нс, $F_п$ = 0,25 Гц, $E_и$ = 0,4 Дж. Часть энергии ( ~ 8%) импульса отводится расщепительной пластиной (24) на фотоприемное устройство опорного канала, в котором формируется опорный импульс, запускающий счетную схему измерителя временных интервалов (ИВИ). Остальная часть энергии импульса через оптическую систему (22, 21, 14, 15, 1) выводится в направлении линии визирования цели. Угол расходимости лазерного луча 20′. Отраженная от цели энергия лазерного импульса через оптическую систему (1, 15, 14, 20) попадает на фотоприемное устройство ЛД, которое преобразует лазерный импульс в электрический. Этот импульс, поступая на счетную схему ИВИ, останавливает счет измерительных (тактовых) импульсов (частота следования измерительных импульсов 20 МГц). Таким образом, число измерительных импульсов определяет временной интервал между опорным и отраженным импульсами, т.е. мгновенную дальность $Д_{мгн}$ до цели. $Д_{мгн}$ выдается в БЦВМ, где используется для вычисления текущей дальности $Д_{тек}$ до цели.

Для повышения помехозащищенности при измерении дальности в БЦВМ используется стробирование. В том случае, когда цель находится далеко, отраженный импульс не поступает на ИВИ и мгновенная дальность в БЦВМ не поступает ($Д_{мгн}=0$). Разрешенный интервал измерения времени прихода отраженного от цели импульса в ИВИ определяется большим стробом от 1,3 мкс до 102,4 мкс. При сближении с целью на выходе фотоприемного устройства дальномера появляются отраженные от цели импульсы и ИВИ осуществляет измерение мгновенной дальности до цели $Д_{мгн}$. При трехкратном поступлении в БЦВМ значения $Д_{мгн}$ БЦВМ вычисляет значение текущей дальности $Д_{тек}$, которое используется при решении прицель-

ных задач. При вычислении $Д_{тек}$ БЦВМ формирует малый следящий строб, позволяющий при вычислении $Д_{тек}$ использовать только те значения $Д_{мгн}$, которые попадают в этот строб. В случае выпадания значений $Д_{мгн}$ в малом следящем стробе (сброс сопровождения цели, наличие облаков между истребителем и целью и т.д.) БЦВМ в течение нескольких секунд продолжает вычислять $Д_{тек}$ и, следовательно, положение малого строба по имеющейся ранее информации.

При уменьшении измеряемой дальности до цели до 1,5 км БЦВМ вырабатывает команду на переключение лазерного передатчика в основной режим ($F_п$ = 2 Гц). В ИВИ ведется счет опорных импульсов для определения времени работы лазера в основном режиме. Через 3,5 мин (420 опорных импульсов) непрерывной работы лазер автоматически выключается.

## Режим встроенного контроля

При выполнении предварительной и предполетной подготовок проверка работоспособности КОЛС осуществляется с помощью встроенной системы контроля (ВСК). ВСК предусматривает последовательный контроль составных частей КОЛС с использованием БЦВМ и СЕИ. Для включения КОЛС в режим контроля (параллельно работает ВСК НСЦ) необходимо переключатель на пульте ПК-31 установить в положение "С-31", а переключатель ОПКР.ВСК - в положение "1". Через 3 мин после включения питания при кратковременном включении тумблера ВСК-ИНДИК. в положение ВСК КОЛС переходит в режим ВСК. При этом на ПК-31 включается подсвет кнопки ВСК/СБРОС. При необходимости режим ВСК может быть прекращен путем нажатия этой кнопки.

При работе ВСК из БЦВМ в КОЛС поступают команды ТП-СТРОБ, ЦЕНТР и ВКЛЮЧЕНИЕ ИМИТАТОРА ЦЕЛИ, а также сигналы целеуказания $\varphi_y$ и $\varphi_z$, соответствующие угловому положению встроенного имитатора цели ($\varphi_y = 0^0$; $\varphi_z = -15^0$). КОЛС работает при этом в режиме обзора в малой центральной зоне. На экранах СЕИ индицируется обзорная картинка, представленная на рис.5.10. Внутри строба метка цели может отсутствовать.

Через 5 с после начала контроля в КОЛС из БЦВМ поступает команда на разрешение захвата. По этой команде КОЛС захватывает имитатор цели. Если через 1,5 с захват имитатора цели не произошел (КОЛС не выдал в БЦВМ сигнал о захвате ЗТП=1), то БЦВМ в

КОЛС выдает в течение 0,2 с сигнал на сброс, после чего процедура повторяется еще до 2 раз.

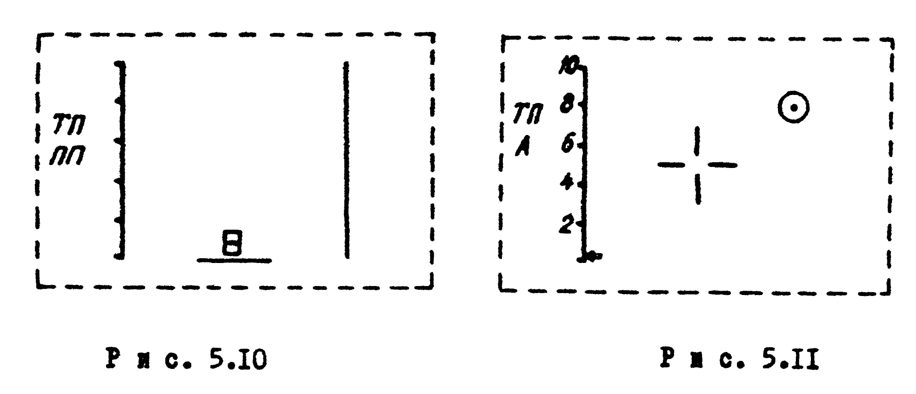



Рис. 5.10 Рис. 5.11

При захвате имитатора цели (если время захвата не превышает 1,5 с) КОЛС формирует сигнал ЗТП=1, означающий "Время захвата 13 с в допуске". По сформировании этого сигнала с 6,5 с по 10 с, а в случае незахвата (ЗТП=0) на 10 с с момента запуска ВСК БЦВМ выдает на СЕИ информацию на смену обзорной картинки на прицельную (рис.5.11).

При этом БЦВМ снимает команды ТП-СТРОБ, ЦЕНТР, ВКЛЮЧЕНИЕ ИМИТАТОРА ЦЕЛИ и выдает в КОЛС и БЦП команду КОНТРОЛЬ КОЛС (КК). По этой команде производится автономный контроль работоспособности КОЛС и БЦП.

Автономный контроль работоспособности блоков КОЛС производится последовательно. Сначала проверяется работоспособность КОЛС в обзорном режиме. При этом в КОЛС формируется команда КОНТРОЛЬ ОТП, по которой включается имитатор цели и КОЛС работает в обзорном режиме. Излучение имитатора цели попадает при этом на фотоприемное устройство ТП, и при получении электрических импульсов с 8 и более площадок фотоприемника вырабатывается сигнал ИОТП (ИСПРАВЕН ОБЗОРНЫЙ ТЕПЛОПЕЛЕНГАТОР) и осуществляется автоматический переход на контроль следящего теплопеленгатора (КСТП).

При отказе КОЛС в обзорном режиме (отсутствие сигнала ИОТП) БЦВМ через 40 с с начала ВСК формирует стимулирующую команду КСТП. По команде КСТП КОЛС из режима обзора переходит в режим наведения на имитатор цели и захвата. По захвату имитатора цели

формируется и выдается в БЦВМ команда ЗТП и значения углов линии визирования имитатора, которые сравниваются с контрольными значениями. При положительной оценке БЦВМ формирует сигнал ИСТП (ИСПРАВЕН СЛЕДЯЩИЙ ТЕПЛОПЕЛЕНГАТОР). По команде ЗТП осуществляется проверка работоспособности датчиков угловых скоростей и лазерного дальномера. Работоспособность ДУС оценивается по результатам сравнения значений скоростей, снимаемых с них при отработке задаваемых напряжений, с контрольными значениями. При положительной оценке вырабатывается сигнал ИДУСК (ИСПРАВЕН ДАТЧИК УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ КОЛС).

По команде ЗТП, а в случае ее отсутствия в течение 5 с с момента поступления команды ИОТП или формирования команды КСТП, БЦВМ выдает в КОЛС команду КЛД (КОНТРОЛЬ ЛД), по которой начинается проверка работоспособности лазерного дальномера. В измерителе временных интервалов ИВИ вырабатываются при этом опорный импульс, запускающий работу счетной схемы, и импульс, задержанный по отношению к опорному на 20 мкс. Этот импульс поступает из ИВИ на блок самоконтроля, где после усиления подается на светодиод. Излучение светодиода попадает на фотоприемное устройство дальномера, на выходе которого появляется электрический импульс, останавливающий работу счетной схемы. На выходе ИВИ будет получена мгновенная дальность $Д_{мгн}$, которая в БЦВМ сравнивается с контрольной $Д_к = 3$ км (эта дальность соответствует временной задержке 20 мкс). При положительной оценке в БЦВМ вырабатывается команда ИЛД (ИСПРАВЕН ЛД). Метка, указывающая значение дальности на прицельной картинке индикаторов СЕИ, переместится из нулевого положения шкалы дальности в положение 3 км.

При исправной работе в режиме КК КОЛС формирует и выдает в БЦВМ команду ИК (ИСПРАВЕН КОЛС).

Наличие в БЦВМ всех команд, подтверждающих исправность КОЛС и исправность блока цифровых преобразователей, позволяет БЦВМ выработать на 55-й с с начала контроля команду ИТП (ИСПРАВЕН ТЕПЛОПЕЛЕНГАТОР).

Результаты контроля выдаются БЦВМ на 58-й с в систему ЭКРАН и на пульт ПВК-31, расположенный под левым крылом самолета.

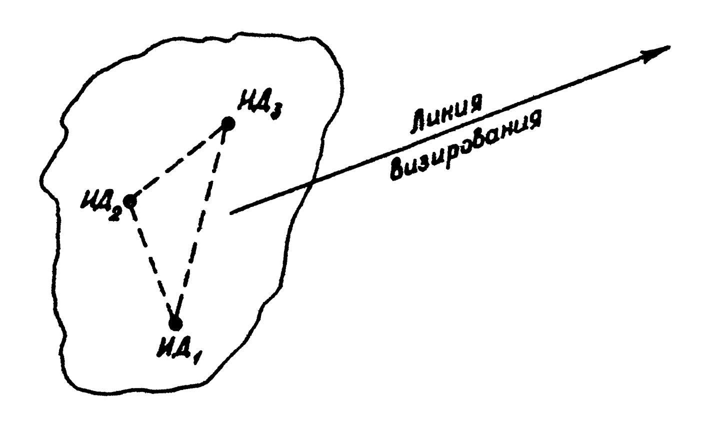
## 5.3. Нашлемная система целеуказания НСЦ

### 5.3.I. Назначение, принцип действия и основные тактико-технические характеристики НСЦ

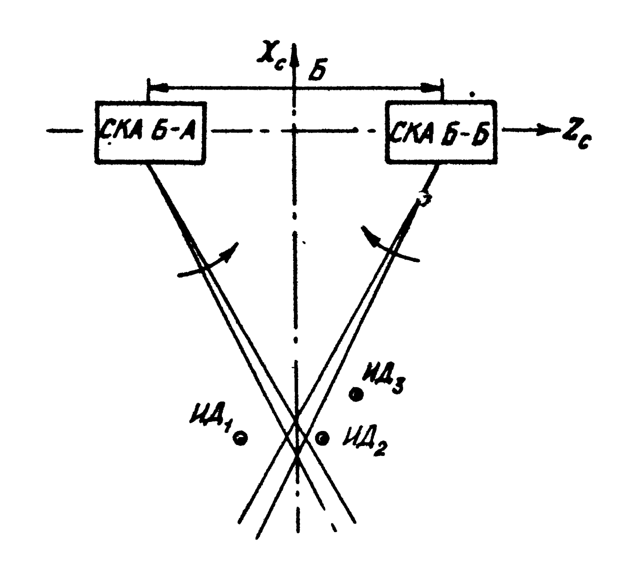
НСЦ предназначена для определения в составе ОЭПС-29 угловых координат воздушной визуально наблюдаемой цели, сопровождаемой поворотом головы летчика. Угловые координаты цели определяются пространственным положением линии визирования (ЛВ) (линии, соединяющей глаз летчика с целью). Угловые координаты положения ЛВ с НСЦ передаются в БЦВМ С-3I, где они пересчитываются из координатной системы НСЦ в координатную систему КОЛС, а затем используются для предварительного целеуказания РЛПК , КОЛС и тепловым головкам самонаведения управляемых ракет.

Принцип действия НСЦ состоит в следующем. На шлеме летчика на нашлемном визирном устройстве (НВУ) в трех разнесенных друг от друга на определенные расстояния точках расположены излучающие диоды ИД1, ИД2, ИД3. Длина волны излучения диодов лежит в ближней инфракрасной (ИК) области спектра оптического диапазона и является невидимой для человеческого глаза. Излучающие диоды образуют плоскость, координаты местоположения диодов задают положение плоскости в пространстве (рис.5.I2). НВУ, на котором находятся излучающие диоды, закрепляется на шлеме летчика таким образом, чтобы ЛВ цели была перпендикулярна к плоскости, образованной тремя ИД. Очевидно, что для определения направления ЛВ цели в данном случае достаточно определить пространственное положение плоскости, определяемое положением головы летчика. Поэтому эта плоскость является реперной (отсчетной). Поскольку положение реперной плоскости в пространстве определяется пространственным положением излучающих диодов, то, следовательно, задача определения направления ЛВ цели сводится в итоге к задаче определения положения трех излучающих диодов.

Пространственное положение определяется в аппаратуре НСЦ методом пеленгации его излучения двумя разнесенными фотоприемными устройствами, расположенными в сканирующих устройствах (СКАБ-А и СКАБ-Б), которые расположены над приборной доской кабины самолета. Фотоприемные устройства имеют диаграммы направленности оптических антенн узкие в горизонтальной плоскости (по оси $z$ самолета) и широкие в вертикальной (по оси $y$ самолета). Эти




Р и с. 5.12.




Р и с. 5.13

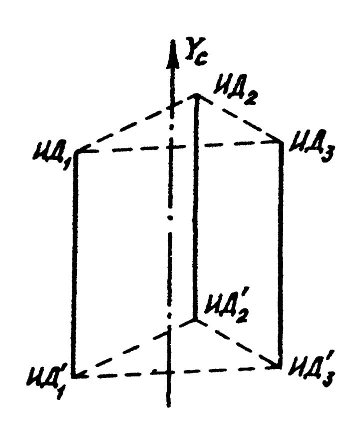
17. Изд № 7906



н/с

диаграммы направленности (ДН) вращаются навстречу друг другу в горизонтальной плоскости (рис.5.13, вид сверху).

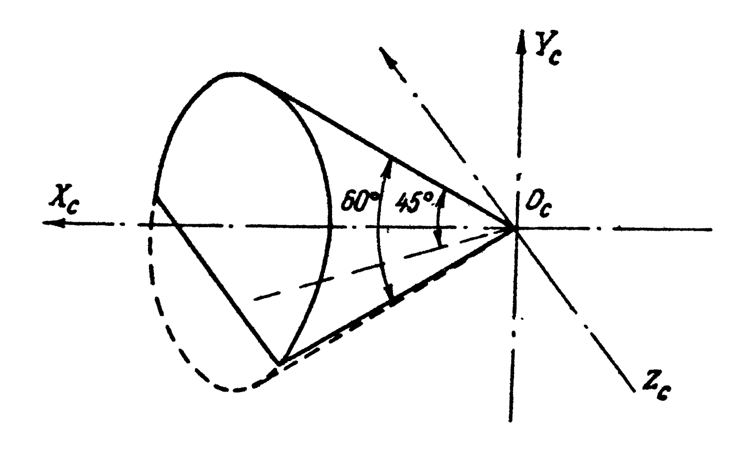
При прохождении ДН фотоприемного устройства через ИД его излучение попадает на фотоприемник, на выходе которого в этом случае образуется сигнал от данного ИД. Поскольку скорость сканирования ДН приемных антенн известна, то, зная момент времени начала сканирования и время прихода излучения с ИД, можно определить угол (пеленг), под которым "виден" излучающий диод данным фотоприемником. Аналогично определяется пеленг на этой ИД и другим фотоприемником. В результате пеленгации ИД двумя фотоприемными устройствами определится линия, направленная параллельно оси $y$ самолета, на которой лежит данный ИД. Длина этой линии определяется шириной ДН приемных устройств в вертикальной плоскости и расстоянием между ИД (головой летчика) и СКАБ. Пеленгация двух других ИД также даст две линии, параллельные оси $y$ самолета. Таким образом, в результате пеленгации двумя фотоприемными устройствами трех ИД получают три линии, параллельные оси $y$ самолета, пространственное положение которых определяется пространственным положением ИД, т.е. поворотом головы летчика (рис.5.14). Эти линии являются геометрическим местом точек расположения ИД. Поскольку расстояния между точками расположения ИД на НВУ известны, то вне зависимости от того, где на линии будут находиться ИД, они будут образовывать параллельные друг другу плоскости, а направление перпендикуляра, т.е. ЛВ цели, будет одно и то же.



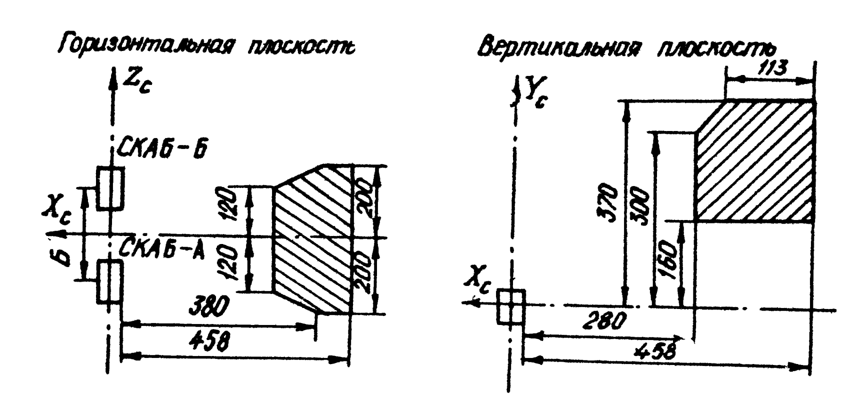

Р и с. 5.14

НСЦ обеспечивает в условиях визуальной видимости цели выдачу координат ЛВ в зоне, соответствующей конусу (рис.5.15) с плоским углом при вершине $60^0$ в самолетной системе координат, ограниченному по углу места до - $15^0$.

Работоспособность НСЦ обеспечивается при перемещении блока Н.. (головы летчика) в зоне, представленной на рис.5.16.




Р и с. 5.15




Р и с. 5.16

Максимальная погрешность вычисления координат пространственного положения ЛВ составляет 45′. Потребляемая мощность по цепи постоянного тока ($27^{+2,4}_{-3}$) В не более I50 Вт; потребляемая мощность по цепи переменного тока ($115^{+5}_{-7}$) В частоты (400 ± 20) Гц не более 250 ВА. Масса НВУ не более 0,35 кг; масса НСЦ не более IO кг. Время готовности НСЦ к работе с момента включения не превышает 3 мин. Время непрерывной работы 3 ч, минимальный перерыв между циклами непрерывной работы 25 мин.

### 5.3.2. Состав и функциональная схема НСЦ

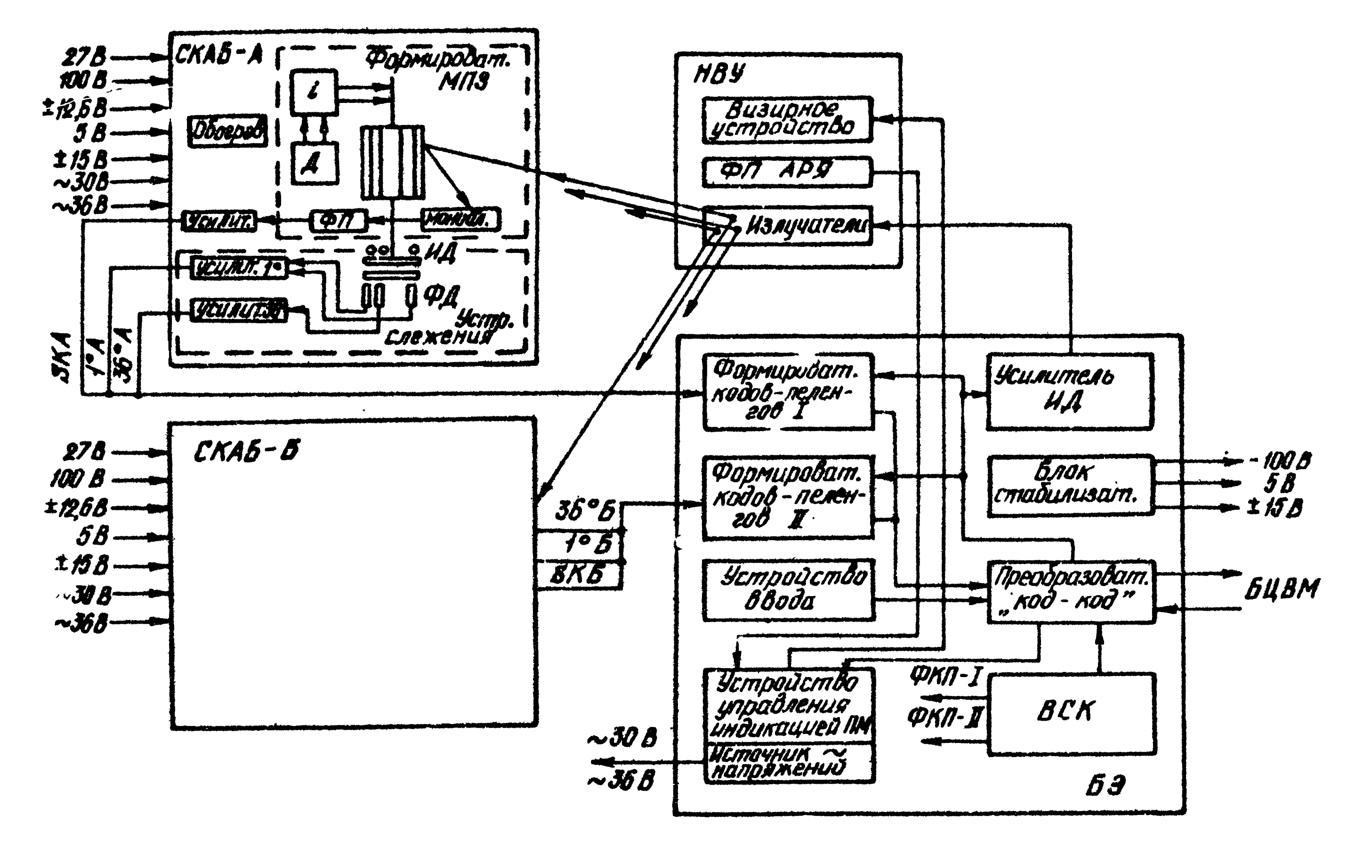
Функциональная схема НСЦ приведена на рис.5.I7. В состав НСЦ входят 4 блока:

- нашлемное визирное устройство НВУ;
- сканирующее устройство - сканирующий блок СКАБ-А;
- сканирующее устройство - сканирующий блок СКАБ-Б;
- блок электроники (БЭ).

В блоке НВУ размещены: излучающие диоды $ИД_i$ ($i$ = I,2,3), которые образуют реперную плоскость; визирное устройство, состоящее из коллиматорного устройства и отражателя (убирающегося полупрозрачного зеркала); фотоприемник устройства автоматической яркости свечения прицельной и сигнальной марок.

$ИД_i$ излучает энергию в виде непрерывной последовательности импульсов длительностью I мкс и с интервалом между импульсами 9 мкс. Последовательность импульсов, излучаемая одним диодом, сдвинута относительно последовательностей импульсов других диодов на 3 мкс (рис.5.20,а). Сдвиг необходим для селекции импульсов различных диодов в БЭ. Диаграммы направленности $ИД_i$ настолько широки, что излучение каждого $ИД_i$ попадает на СКАБ-А и СКАБ-Б.

Коллиматорное устройство, входящее в визирное устройство, предназначено для формирования прицельной и сигнальной марок. Прицельная марка (рис.5.I8) представляет собой два концентрических кольца, которые образуются путем подсвета прицельной сетки лампой накаливания ( Л1 ). Сигнальная марка (рис.5.I9) представляет собой перекрестие с разрывом в центре, которое образуется путем подсвета сигнальной сетки лампой накаливания Л2 . Излучение ламп Л1 и Л2 проходит через сетки и попадает на вход


27 В
100 В
±12,6 В
5 В
±15 В
~30 В
~36 В
СКАБ-А
Формироват.
МПЗ
Обогрев
Д
Усилит.
ФП
Манип.
ИД
Усилит. 1°
Усилит. 36°
ФД
Устр.
слежения
ЗКА
1° А
36° А
НВУ
Визирное
устройство
ФП АРЯ
Излучатели
СКАБ-Б
36° Б
1° Б
ВКБ
Формироват.
кодов-пеленгов I
Формироват.
кодов-пеленгов II
Устройство
ввода
Усилитель
ИД
Блок
стабилизат.
-100 В
5 В
±15 В
Преобразоват.
„код-код"
БЦВМ
Устройство
управления
индикацией ПМ
Источник ~
напряжений
~30 В
~36 В
ФКП-I
ФКП-II
ВСК
БЭ

Р и с. 5.17

коллиматора. Прицельная и сигнальная марки высвечиваются желтым цветом. Комбинации свечения прицельной и сигнальной марок формируют разовые команды для летчика (см.ниже).



Р и с.5.18 Р и с.5.19.

Отражатель (убирающееся полупрозрачное зеркало) предназначен для ввода в глаз летчика прицельной и сигнальной марок. Отражатель откидывается (вводится в поле зрения глаза) летчиком нажатием кнопки ввода отражателя в режиме работы СУВ ШЛЕМ. Положение отражателя в откинутом состоянии регулируется так, чтобы ЛВ цели (линия, соединяющая правый глаз летчика с целью) проходила бы через центр прицельной марки.

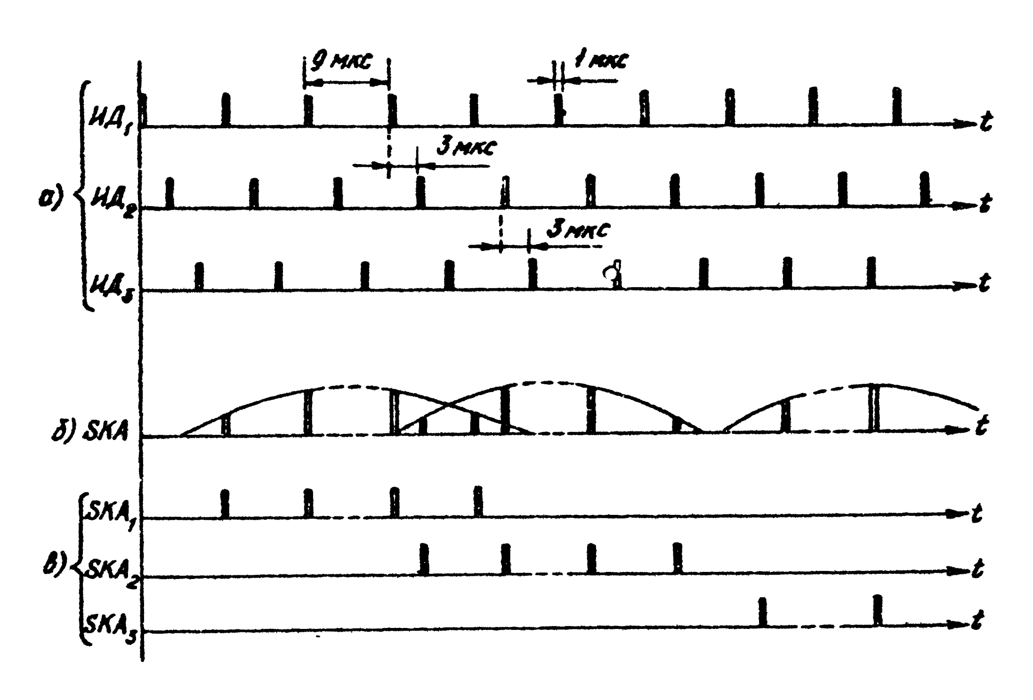
Фотоприемное устройство автоматической регулировки яркости является датчиком уровня освещенности фона. В зависимости от освещенности фона меняется яркость свечения прицельной и сигнальной марок (питание ламп Л1 и Л2 ). Чем больше уровень освещенности фона, тем ярче должны светиться лампы Л1 и Л2, и наоборот.

Блоки СКАБ являются идентичными. В состав СКАБ входит формирователь мгновенного поля зрения (МПЗ), оптический моноблок, усилитель основного канала, устройство слежения, усилитель отсчетных (одноградусных) и опорных (тридцатишестиградусных) импульсов. Мгновенное поле зрения (диаграмма направленности) фотоприемника (ФП) формируется десятигранной зеркальной призмой, вращение которой двигателем (Д) через редуктор с коэффициентом редукции $i$ обеспечивает сканирование МПЗ фотоприемника, и оптическим моноблоком (объективом). Период сканирования МПЗ каждой гранью призмы равен 10 мс $\pm$ 20%.

Для определения пространственного положения МПЗ в области сканирования служит устройство слежения. Устройство слежения состоит из подвижного верхнего лимба, укрепленного на одной оси с десятиградусной призмой, и неподвижного лимба, жестко закрепленного в корпусе СКАБ. На лимбах нанесены прозрачные штрихи, следующие через один градус и через 36 градусов. Лимбы устанавливаются так, чтобы штрихи $36^0$ соответствовали моменту начала

сканирования МПЗ каждой гранью призмы. Над подвижным лимбом расположены непрерывно излучающие диоды. Под неподвижным лимбом закреплены фотодиоды (ФД). При совпадении штрихов вращающегося и неподвижного лимбов на ФД будут поступать световые импульсы. На выходах ФД в эти моменты появляются импульсы напряжений, которые через усилитель одноградусных и тридцатишестиградусных импульсов поступают в БЭ, где они используются при определении пеленгов на излучающие диоды ИД$_i$ ( $i$ = I,2,3).

Импульсное излучение ИД$_i$ НВУ при прохождении через него МПЗ попадает на ФП. На выходе ФП при этом будут формироваться пачки импульсов SKA (рис.5.20,б).




Р и с. 5.20

Число импульсов в пачках при заданном периоде следования импульсов излучения ИД$_i$ (9 мкс) будет зависеть от величины угла МПЗ фотоприемника и от скорости вращения зеркальной призмы. Поскольку скорость вращения зеркальной призмы не является величиной постоянной (период сканирования одной гранью равен IO мс ± 20%),



чб 2016

то, следовательно, при заданном угле МПЗ число импульсов в пачках может быть разным. В зависимости от углового положения ИД$_i$ пачки импульсов могут перекрываться. Импульсы же от разных ИД$_i$ в областях перекрытия пачек не перекрываются вследствие того, что ИД$_i$ излучают импульсные последовательности со сдвигом в 3 мкс.

С выхода фотоприемников СКАБ пачки импульсов через усилитель поступают на формирователи кодов-пеленгов I и П.

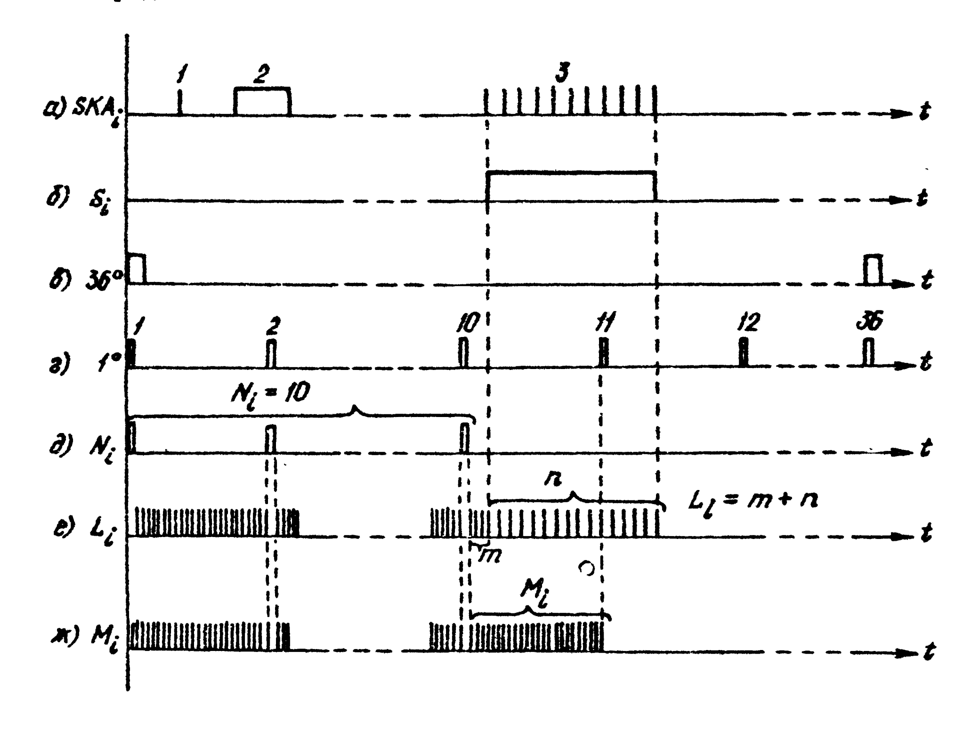
В каждом формирователе кодов-пеленгов происходит разделение пачек импульсов по принадлежности (от какого ИД$_i$ принимается пачка) путем стробирования принимаемых импульсов в пачках тремя последовательностями импульсов тактовых частот, соответствующих частотам следования импульсов излучения ИД$_i$ (рис.5.20,в). Разделенные по принадлежности и отнормированные по амплитуде пачки импульсов поступают на нормализатор, который вырабатывает огибающие пачки импульсов лишь в том случае, если количество импульсов в пачке больше двух. Тем самым достигается защита от случайных импульсов и фоновых засветок.

Если на вход нормализатора поступает сигнал $S$КА, состоящий из случайного импульса - I, импульса от фоновой засветки - 2 и пачки импульсов от ИД$_i$ - 3 (рис.5.2I,а), то на выходе нормализатора выделится огибающая пачки $S_i$, показанная на рис.5.2I,б.

Выделенные огибающие пачек поступают затем в формирователи чисел $N_i$, $L_i$, $M_i$ ( $i$ = I, 2, 3), которые предназначены для определения углового положения середины огибающих пачек относительно начала сканирования пространства каждой гранью (относительно тридцатишестиградусных импульсов). Угловое положение середины каждой пачки импульсов, принятых от ИД$_i$, и будет являться пеленгом на $i$-й излучающий диод ( $\alpha_i$ - угол пеленга на $i$-й диод, определяемый СКАБ-А, $\beta_i$ - угол пеленга на $i$-й диод, определяемый СКАБ-Б).

Число $N_i$ представляет собой число одноградусных импульсов (число градусов) от момента начала сканирования гранью зеркальной призмы СКАБ (от опорного тридцатишестиградусного импульса) до прихода огибающей пачки импульсов. Числа $N_i$ формируются из одноградусных импульсов (рис.5.20,г), поступающих на схему совпадения до прихода огибающей пачки импульсов, после чего их прохождение прекращается до поступления следующего опорного тридцатишестиградусного импульса (рис.5.2I,д).

Число $L_i$ есть число счетных импульсов (период следования счетных импульсов 3 мкс) в интервале от последнего одноградусного импульса, пришедшего перед огибающей пачки, до ее середины. Середина огибающей пачки определяется следующим образом.




Р и с. 5.21.

Каждый одноградусный интервал заполняется импульсами с частотой следования $f$ (период следования 3 мкс), которые поступают на схему совпадения. С момента прихода огибающей пачки импульсов и до момента ее окончания на схему совпадения начинают поступать счетные импульсы с частотой $f/2$ (период следования 6 мкс). Число этих импульсов, умноженное на период 6 мкс, определили длину пачки, а число этих же импульсов, умноженное на период 3 мкс, и определит середину пачки. Таким образом, число $L_i$ будет представлять собой сумму числа $m$ импульсов (период следования 3 мкс от последнего одноградусного импульса до начала пачки) и числа $n$ импульсов с периодом следования 6 мкс, т.е. $L_i = m + n$ (рис.5.21,е). Если бы скорость вращения зеркальной призмы (скорость сканирования МПЗ) была постоянной, то интервал



2016

между одноградусными импульсами был бы тоже постоянным и, следовательно, число счетных импульсов в одноградусных интервалах было бы одинаково и равно $M$. Тогда число $L_i$, деленное на $M$, определило бы долю градуса, которую необходимо прибавить к числу градусов $N_i$ для определения пеленга на ИД $i$, т.е. пеленг $\alpha_i$, определяемый СКАБ-А, и пеленг $\beta_i$, определяемый СКАБ-Б, определялся бы выражением

$$\alpha_i(\beta_i) = N_i + \frac{L_i}{M}.$$

Но поскольку скорость вращения призмы не постоянна, то для определения доли градуса необходимо измерить одноградусный интервал, в котором появилась огибающая пачки. Число счетных импульсов в этом интервале есть число $M_i$ (рис.5.2I,ж). Углы пеленга $\alpha_i(\beta_i)$ в градусах будут вычисляться по выражению

$$\alpha_i(\beta_i) = N_i + \frac{L_i}{M_i},$$

где $N_i$ - число градусов, а $\frac{L_i}{M_i}$ - доля градуса.

Эти вычисления реализуются в БЦВМ. Формирователи же кодов-пеленгов определяют только числа $N_i$, $L_i$, $M_i$, которые поступают на счетчики-регистры. Счетчики-регистры предназначены для счета в двоичном коде и хранения чисел $N_i$, $L_i$, $M_i$ каналов А и Б в течение времени одного измерения с пересчетом и перезаписью в следующем измерении. Каждый опорный импульс (тридцатишестиградусный) устанавливает все счетчики в "0" и затем дает разрешение на счет. Счетчики чисел $N_i$ останавливаются огибающими пачек и хранят эти числа $N_i$ до следующего опорного импульса. Счетчики чисел $L_i$ и $M_i$ останавливаются в "0", кроме того, и каждым одноградусным импульсом. Счетчики чисел $L_i$ останавливаются концами огибающих пачек, а счетчики чисел $M_i$ - одноградусными импульсами, пришедшими после появления огибающих пачек. Счетчики хранят эти числа также до следующего опорного импульса.

Числа $N_i$, $L_i$, $M_i$ (составляющие первичных углов - координат ИВ в параллельном коде) подаются на преобразователь "код - код" (ПКК). ПКК предназначен для преобразования параллельного

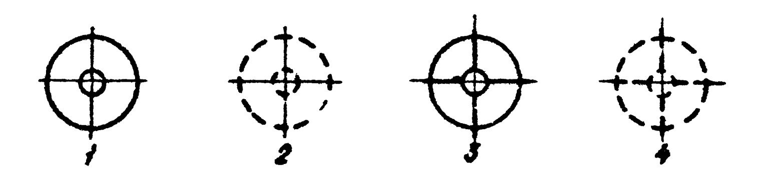
кода в последовательный для передачи в БЦВМ и для приема информации от БЦВМ в двуполярном последовательном коде. Эта информация используется в устройстве управления индикацией для выработки разовых команд, высвечиваемых коллиматором на отражателе (рис.5.22):

1) прицельная марка - индикация режима работы СУВ ИЛЕМ;

2) мигающая прицельная марка (частота мигания 2 ± 0,5 Гц) - индикация захвата цели РЛПК , ЮЛС или ГСН ракеты;

3) постоянно светящуеся прицельная и сигнальная марки - индикация команды ПУСК РАЗРЕШЕН;

4) мигающие в противофазе прицельная и сигнальная марки - индикация команды НЕДОПУСТИМАЯ ОШИБКА ПРИЦЕЛИВАНИЯ.




Р и с. 5.22.

В устройство управления индикацией входят также схема автоматической регулировки яркости свечения ламп прицельной и сигнальной марок и схема автоматического обогрева блоков СКАБ при понижении температуры внутри них ниже -10°С.

Устройство ввода предназначено для образования пяти шестиразрядных "уставок" и пяти одноразрядных сигналов исправностей. "Уставки" предназначены для компенсации ошибок установки блоков СКАБ и компенсации систематических ошибок при работе в составе ОЭПС-29, а именно: для коррекции значения базы между СКАБ - $\Delta Б$; углов разворота линии визирования вокруг соответствующих осей системы координат - $\Delta\varphi_z$, $\Delta\varphi_y$; углов выставки опорного направления СКАБ - $\Delta\gamma_A$, $\Delta\gamma_Б$. Устройство ввода состоит из наборного поля тумблеров, с помощью которых задаются значения "уставок" и схемы управления. Коды "уставок" подаются в ПКК, упаковываются в слова, а затем поступают в БЦВМ.

Аппаратура НСЦ охвачена системой ВСК, которая определяет исправность аппаратуры с глубиной до съемного блока: НВУ, СКАБ, БЭ. Индикация исправности блоков осуществляется постоянным свечением светодиодов на передней панели БЭ. Кроме того, автомати-

ческая система ВСК вырабатывает сигналы исправности блоков НСЦ, которые подаются через ПКК в БЦВМ. В режиме ВСК сначала проверяются формирователи кодов-пеленгов (ФКП). При этом устройства СКАБ отключаются, а их роль выполняет имитатор, который выдает в ФКП собственные отсчетные (одноградусные) импульсы, опорные (тридцатишестиградусные) импульсы и измерительный сигнал ВСК. Измерительный сигнал ВСК состоит из 14 импульсов и расположен между 19 и 20 отсчетными (одноградусными) импульсами. В результате обработки в ФКП этих импульсов образуются тестовые значения чисел $N_i$, $L_i$, $M_i$, коды которых сравниваются с эталонными кодами. При совпадении тестовых кодов с эталонными формируется сигнал исправности формирователя кодов-пеленгов (ИФКП). При наличии сигнала ИФКП и всех питающих напряжений вырабатывается сигнал исправности блока электроники (ИБЭ), который подается в БЦВМ.

После поступления в БЦВМ сигнала ИБЭ схемой ВСК анализируется количество пачек, поступивших от каждого из блоков СКАБ. При количестве пачек, поступивших от каждого СКАБ, равном трем, в БЦВМ выдаются сигналы исправности СКАБ: ИСПРАВЕН СКАБ-А (ИСА); ИСПРАВЕН СКАБ-Б (ИСБ) и сигнал НВУ В ЗОНЕ. В том случае, когда от одного из СКАБ поступают пачки в количестве менее трех, сигнал исправности этого СКАБ в БЦВМ не поступает. При этом сигнал НВУ В ЗОНЕ также отсутствует. В том случае, когда от обоих СКАБ не поступают сигналы одних и тех же ИД, в БЦВМ формируется сигнал ОТКАЗ НВУ.

Дополнительно к проводимым в режиме ВСК поблочным проверкам через 60 с с начала контроля осуществляется точностная проверка работы НСЦ. Летчик поворотом головы наводит прицельную марку на метку, индицируемую в центре поля зрения ИЛС, и, совмещая их, нажимает кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ. Точностная оценка считается положительной, если при удержании кнопки коллиматор высвечивает команду ПУСК РАЗРЕШЕН. Время проведения точностной оценки работы НСЦ не должно превышать 60 с.

## 5.4. Система единой индикации СЕИ-3132

### 5.4.1. Назначение, решаемые задачи и основные технические характеристики СЕИ-3132

Система СЕИ конструктивно входит в состав комплекса ОЭПрНК и предназначена для предоставления летчику требуемой

информации, поступающей от бортовых комплексов РЛПК и ОЭПрНК, систем и датчиков, в наглядной форме на лобовом стекле и экране телевизионного индикатора прямого видения (ИПВ) в виде изображений букв, цифр, символов, меток целей, помех, опознавания и стробов захвата.

В состав СЕИ входят блок индикации на лобовом стекле ИЛС-31, блок индикатора прямого видения ИПВ, блок питания низковольтный БПН для ИЛС-31 и ИПВ, блок генератора символов ГС-31, блок синхронизации и коммутации БСК-20, блок цифровой обработки БЦО-20, блок питания БП-3 для БЦО-20, цифровая вычислительная машина ЦВМ20-632 в составе блока вычислительного цифрового БВЦ20-6, блока питания БП-1 и блока фильтра радиопомех ФРП20-1МК. Стабилизированное напряжение питания для ГС-31 формируется в БСК.

ИЛС-31 является электронно-оптическим индикатором, в котором изображение сначала формируется на экране проекционной ЭЛТ, а затем коллиматорной оптической системой проецируется в бесконечность по линии зрения летчика на специальное полупрозрачное зеркало. Полученное изображение накладывается на картину внекабинного пространства, видимую летчиком сквозь это полупрозрачное зеркало. ИПВ представляет собой телевизионный индикатор на ЭЛТ с трехцветным свечением экрана.

Индикаторы ИЛС-31 и ИПВ работают в одном из двух режимов - ТАКТИКА или ДУБЛИРОВАНИЕ, которые включаются тумблером ТАКТ.-ДУБЛ. на ИПВ. В режиме ТАКТИКА на ИПВ выводится только информация о тактической обстановке, а на ИЛС поступает информация в зависимости от режимов работы бортовых комплексов, систем и датчиков. В режиме ДУБЛИРОВАНИЕ на оба индикатора выводится идентичная информация, Исключение составляет информация о зоне обзора ИЛС, индицируемая только на ИПВ.

Изображение, формируемое в ИЛС и ИПВ, является совмещенным изображением знаковой информации, формируемой функциональным методом, и телевизионной информации, формируемой растровым методом. Для получения функционального или телевизионного изображения на экране ЭЛТ необходимо формирование соответствующих сигналов отклонения и сигналов модуляции электронного луча (ЭЛ) индикатора. При функциональном методе формирования изображения знаковой информации сигналы отклонения ЭЛ представляют собой определенные аналоговые функции, обеспечивающие заданное начертание требуемых знаков, а сигналы модуляции ЭЛ - совокупность

импульсов подсвета знаков. При растровом методе формирования изображения телевизионной информации сигналы отклонения ЭЛ - это сигналы строчной и кадровой разверток, а сигналы модуляции ЭЛ - видеоимпульсы целей и помех.

Совмещение изображений знаковой и телевизионной информации достигается путем формирования совмещенных сигналов отклонения и модуляции ЭЛ. Совмещенный сигнал отклонения ЭЛ образуется в результате смешивания разнесенных во времени в пределах длительности кадра функциональных сигналов отклонения ЭЛ и сигналов телевизионных разверток. Совмещенный сигнал модуляции ЭЛ образуется в результате аналогового смешения сигналов подсвета знаков и телевизионных видеосигналов. Разделение времени кадра для росписи знаковой и телевизионной информации осуществляется стробом ВНЕШНЯЯ СИНХРОНИЗАЦИЯ, формируемым БЦО. Замешивание функциональных сигналов отклонения и сигналов телевизионных разверток ЭЛ осуществляется в БСК на ключевых схемах, выходы которых объединены. Аналогично замешиваются функциональные сигналы модуляции ЭЛ и телевизионные видеосигналы в ИЛС и ИПВ при подаче этих сигналов на входы видеоусилителей.

Состав информационных форматов, индицируемых СЕИ в каждом конкретном режиме работы комплексов ОЭПрНК и РЛПК, определяется наличием на ее входах разовых и битовых команд, разрешающих индикацию конкретных групп параметров. Индикация информации ОЭПрНК и РЛПК осуществляется последовательно во времени по исходной информации комплекса ОЭПрНК или комплекса РЛПК. Исходная информация от бортовых комплексов, систем и датчиков поступает на вход ЦВМ20-632, а обзорная локационная информация - на вход БЦО-20. Состав оборудования, от которого информация поступает на СЕИ, перечислен в табл.5.3.

Таблица 5.3

| Каналы / Изделия | 32-разр. послед. кода | 8-разр. послед. кода | разовых команд | сигналов пост. напр. | импул. сигн. | сигналов СКТ | сигнал. потен. датч. |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| I | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| РЛПК-29Э | 4 | | I | | 6 | | |
| КОЛС | | 4 | | | | | |
| БЦРЧ С-3I | 4 | | I | | | | |
| КРУ | I | | | | 2 | | |

| I | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| СН-29 | 3 | | 6 | | | 3 | I |
| САУ-45I-02 | | | I | 2 | | | |
| СУО-29М2 | I | | 3 | | | | |
| УВВ20-3I | I | | | | | | |
| БСР-3I | | | | 2 | | | |
| ПВК-3I | 2 | | | | | | |
| ПК-3I | | | I | | | | |
| ДАУ-72 | | | | | | 2 | |
| ЭУС | | | I | | | | |

Здесь же указаны вид и число функциональных каналов связи каждого изделия с СЕИ . Конкретные параметры, сигналы и команды, поставляющие исходную информацию для СЕИ от бортовых комплексов, систем и датчиков, показаны на структурной схеме СЕИ (рис.5.23).

ЦВМ20-632 в соответствии с исходной информацией и программами вычислений и индикации вырабатывает команды, по которым ГС-3I формирует сигналы отклонения и модуляции ЭЛ для индикации знаковой информации функциональным методом. БЦО-20 путем преобразования временных параметров входного сигнала формирует видеосигнал для индикации обзорной информации растровым методом. При этом предусмотрена также возможность индикации меток целей и опознавания в режиме имитации послесвечения экрана ЭЛТ. Включение этого режима осуществляется тумблером МЕТКА-ТРАССА на ИПВ. В положении ТРАССА выдается одноименная разовая команда на БЦО-20 для индикации режима обзора с имитацией послесвечения ЭЛТ; в положении МЕТКА эта команда снимается.

СЕИ имеет следующие параметры растрового изображения:

- число строк разложения при индикации меток целей, опознавания, стробов захвата - 128, при индикации меток помех - 64;
- частота кадров при индикации меток целей, опознавания, стробов захвата - 48 Гц, при индикации меток помех - 24 Гц;
- количество градаций яркости меток целей и опознавания в основном режиме - 8, в режиме имитации послесвечения экрана - 4, при индикации меток помех от комплекса РЛПК , меток целей от станции КОЛС, стробов захвата - 2;

- цвет индикации меток целей, опознавания, стробов захвата на ИЛС и ИПВ - зеленый, меток помех на ИПВ - красный;

- размер растра на ИЛС - 7,5 x 7,5°, на ИПВ - 60 x 60 мм.

Функциональное изображение имеет следующие параметры:

- частота кадров в автономном режиме работы ГС-3I - 50 Гц, в режиме внешней синхронизации - 48 Гц;

- цвет индикации букв, цифр, символов на ИЛС и ИПВ - зеленый;

- количество градаций яркости - 2;

- погрешность индикации местоположения индексов прицельных параметров относительно оптической оси ИЛС в зоне обзора ±12° не более 10′.

При индикации обзорной информации РЛПК и КОЛС СЕИ в эти изделия выдаются коды угловых координат целей, обрамленных стробом.

Основной режим индикации ИЛС-3I устанавливается в первых двух положениях переключателя ДЕНЬ-НОЧЬ-СЕТКА на ИЛС. Во втором положении переключателя между проекционной ЭЛТ и входной линзой коллиматорной головки вводится красный светофильтр для уменьшения яркости изображения в ночных условиях. В третьем положении переключателя ИЛС переходит в аварийный режим прицеливания КОЛЛИМАТОР. При этом в фокальную плоскость оптической системы ИЛС вводится подсвечиваемый трафарет с изображением неподвижной визирной сетки для прицеливания по визуально видимой цели. Погрешность совмещения центра визирной сетки с оптической осью ИЛС не более 8′.

В СЕИ предусмотрены раздельно для ИПВ и ИЛС ручная и автоматическая регулировки яркости изображения. Ручная регулировка осуществляется ручками ЯРК. на ИЛС и ИПВ, автоматическая - с помощью фоторезисторов при изменении внешней освещенности.

Проверка работоспособности (готовности) СЕИ производится нажатием кнопки ТЕСТ на ИЛС-3I. При этом выдается одноименная разовая команда в ВСК для высвечивания информационного формата тест-контроля на экранах индикаторов.

### 5.4.2. Структурная схема СЕИ-3I32

Блоки, входящие в состав СЕИ , имеют следующие функциональные назначения. БЦВ20-6 осуществляет прием, первичную обработку и хранение информации, поступающей от бортовых комплексов,

систем, датчиков и пультов управления. В соответствии с системой команд, принятой в ГС-31, формирует сигналы в виде слов 27-разрядного параллельного кода, определяющие начертание символов статического изображения и их положение в координатах экранов индикаторов. По данным РЛПК и КОЛС вычисляет координаты вершин строба, используемого для селекции метки цели, выбираемой на автосопровождение, и выдает их на БЦО в виде 32-разрядного последовательного кода, а также формирует разовую команду (РК) ОБЗОР и выдает ее на БСК. В режиме индикации формата контрольного теста по команде КОНТРОЛЬ от ПК-31 выдает в ГС-31 исходную информацию в виде 27-разрядного параллельного кода и в БЦО - в виде 32-разрядного последовательного кода. Формирует и выдает в БЦО битовые команды ОБЗОР 13С, МГНОВЕННОЕ СТИРАНИЕ 13С, КОНТРОЛЬ БЦО, в ОЭПрНК - битовые команды ВСК в виде 32-разрядного последовательного кода, в ГС-31-разовую команду ИСПРАВНОСТЬ БВЦ.

ГС-31 принимает и хранит информацию, поступающую от БЦ20-6 в виде 27-разрядного параллельного кода, содержащую команды управления работой ГС и параметры подлежащих индикации символов, векторов, дуг и окружностей. Формирует и выдает в БСК для коммутации на ИЛС или ИПВ аналоговые сигналы отклонения ЭЛ индикаторов по горизонтали $X$ и вертикали $Y$, аналоговые сигналы модуляции ЭЛ индикаторов $Z$, сигналы управления коммутацией сигнала $Z$ на ИЛС или ИПВ, сигнал управления цветом росписи на ИПВ. Вырабатывает сигнал ИСПРАВНОСТЬ ГС и выдает его в ЦВМ20-6Э2 для формировании битовых команд ВСК, в ИЛС и ИПВ - для включения сигнала модуляции $Z$ при исправном ГС (отключения при неисправном ГС).

БЦО при сопряжении с РЛПК преобразует сигналы дальности до цели У1 и до источника помехи У2, поступающие на вход блока в виде временных интервалов в масштабе времени обзора по дальности, в сигналы дальности до цели и источника помехи в виде временных интервалов в масштабе времени строчной телевизионной развертки; сигналы текущих значений угла азимута цели и источника помехи, поступающие на вход блока в виде двоичного последовательного кода и изменяющиеся со скоростью обзора по азимуту, в сигналы текущих значений азимута цели и источника помехи в виде двоичного параллельного кода, изменяющиеся со скоростью кадровой телевизионной развертки. Формирует видеосигнал строба, используемого для селекции метки цели, выбираемой на автосопровождение, и замешивает его в видеосигнал цели. Определяет угловые координаты цели, отселектированной стробом для автосопровождения, и выдает их в

РЛПК в виде двоичного последовательного кода. Преобразует амплитуду видеосигнала цели, поступающего на вход блока в виде 3-разрядного параллельного кода, в амплитуду телевизионного сигнала. Дискретно уменьшает амплитуду видеосигнала цели по линейному закону во времени со скоростью, определяемой периодом обзора РЛПК , для имитации послесвечения ЭЛТ индикатора.

БЦО при сопряжении с КОЛС преобразует сигналы состояния фотоприемников, поступающие на вход блока в виде 8-разрядного последовательного кода, в сигналы положения целей по углам места и азимута в виде временных интервалов в масштабах времени строчной и кадровой телевизионных разверток соответственно; сигналы текущих значений углов азимута и места, поступающие на вход блока в виде 8-разрядных последовательных кодов и изменяющиеся со скоростью обзора по азимуту и углу места, - в сигналы текущих значений углов азимута и места соответственно в виде двоичного параллельного кода, изменяющиеся со скоростью кадровой развертки и в виде временного интервала в масштабе времени строчной ТВ развертки. Формирует видеосигнал строба, используемого для селекции метки цели, выбранной на автосопровождение, и замешивает его в видеосигнал цели. Определяет угловые координаты цели, отселектированной стробом, и выдает их в ОЭПрНК в виде двоичного последовательного кода. Дискретно уменьшает амплитуду видеосигнала цели по линейному закону во времени со скоростью I градация за 1,25 с для имитации послесвечения ЭЛТ индикатора.

БЦО выдает в БСК импульсы обратного хода строчной ТВ развертки для синхронизации генератора строчной развертки; 7-разрядный параллельный код кадровой ТВ развертки для формирования аналогового сигнала кадровой развертки; стробы ВИДЕО ИПВ и ВИДЕО ИЛС для обеспечения коммутации ТВ видеосигналов на ИПВ и ИЛС; строб ЦВЕТ КРАСНЫЙ БЦО для переключения цвета росписи на экране ИПВ при индикации видеосигнала помехи; разовую команду ИСПРАВНОСТЬ БЦО для организации коммутации видеосигналов на ИЛС и ИПВ. С БЦО на ГС-31 поступает строб ВНЕШНЯЯ СИНХРОНИЗАЦИЯ для разделения в кадре времени индикации ТВ видеосигналов и знаковой информации; в ИЛС и ИПВ - видеосигналы целей и помех для индикации обзорной локационной информации; в ЦВМ20-632-разовая команда ИСПРАВНОСТЬ БЦО для формирования слова битовых команд ВСК.

БСК вырабатывает напряжения строчной и кадровой развертки для ИЛС и ИПВ по импульсам синхронизации и коду кадровой развертки из БЦО. Формирует стробы ВИДЕО ИЛС и ВИДЕО ИПВ из стробов ИЛС БЦО и ИПВ БЦО и стробы ПОДСВЕТ ИЛС и ПОДСВЕТ ИПВ. С помощью пер-

вой пары стробов коммутирует напряжения строчной и кадровой разверток, а инвертированными стробами - сигналы отклонения ЭЛ на ИЛС и ИПВ; второй парой стробов - сигналы модуляции ЭЛ. Замешивает сигналы ЦВЕТ КРАСНЫЙ ГС и ЦВЕТ КРАСНЫЙ БЦО. Выдает сигнал ИСПРАВНОСТЬ БСК на ЦВМ20-632 и индикаторы ИЛС и ИПВ.

ИЛС обеспечивает формирование изображения на экране проекционной ЭЛТ функциональным и телевизионным методами по сигналам отклонения и модуляции ЭЛ, поступающим из БСК и БЦО, и последующую проекцию этого изображения в бесконечность по линии визирования летчика и его наблюдение на полупрозрачном зеркале. С него же выдается сигнал ИСПРАВНОСТЬ ИЛС в ЦВМ20-632 для формирования слова битовых команд ВСК.

ИПВ обеспечивает формирование трехцветного изображения на экране ЭЛТ функциональным и телевизионным методами по сигналам отклонения и модуляции ЭЛ и сигналам управления цветом росписи на ИПВ, поступающим из ВСК и БЦО. С него в ЦВМ20-632 также поступает сигнал ИСПРАВНОСТЬ ИПВ для образования слова битовых команд ВСК.

В силу специфики формирования изображения и сложности задачи индикации большого числа динамичных параметров индикацию знаковой и телевизионной информации целесообразно рассматривать отдельно.

<u>Индикация знаковой информации</u> осуществляется при работе СЕИ в автономном режиме или в режиме управления от РЛПК или ОЭПрНК. Переход СЕИ в автономный режим работы осуществляется при отсутствии признаков управления от прицельных комплексов в следующих случаях: при включении СЕИ (индикация формата ВЗЛЕТ); при поступлении разовой команды ШУ из энергоузла самолета (ЭУС) (индикация формата МАРШРУТ); при поступлении битовой команды НАЗЕМНОЕ НАВЕДЕНИЕ из УВВ20-31 (индикация формата НАЗЕМНОЕ НАВЕДЕНИЕ); при поступлении разовых команд ГК и ГТ из системы СН-29 (индикации формата ПОСАДКА).

В режимах управления от РЛПК или ОЭПрНК СЕИ поступают битовые команды ПРИЗНАК УПРАВЛЕНИЯ ОТ Н019 или ПРИЗНАК УПРАВЛЕНИЯ ОТ С-3132, а также сигналы ИСПРАВНОСТЬ ЦВМ Ц-100 Н019 или ИСПРАВНОСТЬ ЦВМ Ц-100 С-31. При этом состав индицируемых форматов полностью определяется командными словами, поступающими от РЛПК или ОЭПрНК и содержащими битовые команды, разрешающие индикацию конкретных параметров.

Формирование сигналов изображения знаковой информации обеспечивается ЦВМ20-632 и ГС-31. БЦО при этом выполняет вспомогательные функции формирования синхронизирующих и коммутирующих сигналов для синхронизации ИЛС и ИПВ и коммутации сигналов отклонения и модуляции ЭЛ на эти индикаторы.

Распределение функций между ЦВМ20-632 и ГС-31 при формировании сигналов изображения знаковой информации следующее. В зависимости от комбинации разовых сигналов, приходящих от бортовых комплексов, систем и датчиков на преобразователь дискретных сигналов в машинные коды, устройство управления ЦВМ20-632 выбирает из ПЗУ программы вычислений и программы индикации в соответствии с заданным режимом работы СЕИ . Программы вычислений обеспечивают выполнение алгоритмов ряда вычислений и преобразований (расчет тригонометрических функций, преобразование координат, масштабирование, преобразование кодов и т.д.). Программы индикации обеспечивают выполнение алгоритмов последовательного вычерчивания на индикаторах элементов изображения, входящих в состав индицируемого формата данного режима. Комплектирование программы формата индикации происходит из подпрограмм формирования каждого элементарного символа по признаку режима работы. Таким путем в ЦВМ20-632 производится кодирование изображения полного формата индикации. Готовые результаты записываются в ОЗУ машины, а затем выводятся через преобразователь машинных кодов в дискретные сигналы на вход ГС. Постоянные величины, требующиеся для индикации, выводятся в ГС из ПЗУ через УУ и ПМК ЦВМ20-632. В соответствии с принятой в ГС-31 системой команд ЦВМ20-632 выдает в него команды управления работой ГС и команды управления движением ЭЛ, содержащие следующие коды: код символа; коды программ вычерчивания символа, вектора, дуги, окружности; коды координат точки начала росписи символа, вектора, дуги; коды тригонометрических функций угла поворота символа, вектора; коды длин подсвеченной и неподсвеченной части символа, сектора, дуги; код типа линии (сплошная, штриховая); код типа подсвета (постоянный, мигающий, вспышками); код электронного окна; код цвета подсвета; код индикатора; коды вспомогательных команд управления работой ГС. Выдача информации из ЦВМ20-632 в ГС-31 осуществляется параллельным кодом, что обусловлено большим объемом знаковой информации в каждом индицируемом формате, динамичностью многих элементов изображения и вытекающим отсюда требованием к быстродействию ГС. Из ЦВМ20-632 информация поступает в произвольном масштабе времени и обрабатывается в ГС-31 асинхронно по отношению к ее поступлению.

Генератор символов ГС-31 может работать в режиме внешней и внутренней синхронизации. Управление производится разовой командой РЕЖИМ СИНХРОНИЗАЦИИ (ИСПРАВНОСТЬ БЦО). Внешняя синхронизация осуществляется от БЦО импульсами прямоугольной формы длительность 5 мс и частотой повторения 50 Гц, внутренняя - от БСК сигналом

СИНХР.400, представляющим собой меандр с частотой 400 Гц. По этому сигналу в ГС вырабатывается сигнал СИНХР.50 кадровой частоты, который используется для формирования серии сигналов, обеспечивающих коррекцию и автоматический контроль устройств. По окончании подготовки к работе в ГС вырабатывается импульс начала кадра НК, по которому начинается формирование кадра изображения. Время индикации знаковой информации делится в каждом кадре на ряд циклов опроса БЗУ ГС-31 и росписи. По сигналу ОПРОС БЗУ осуществляется вывод пачки слов кодовой информации (пачка может содержать не более 8 слов 15-разрядного параллельного кода). Вывод информации останавливается путем прекращения подачи сигнала ОПРОС БЗУ. По окончании вывода пачки слов из БЗУ вырабатывается сигнал ПУСК, по которому в зависимости от выведенной из БЗУ информации формируются аналоговые сигналы росписи символа, вектора, дуги или окружности. Их размеры и угол поворота определяются значениями поступающих в ГС-31 кодов. Сформированные аналоговые сигналы росписи (отклонения) суммируются с начальными координатами $X_0$ и $Y_0$. Полученные сигналы отклонения ЭЛ индикаторов поступают на выход ГС и далее в БСК.

Сигналы модуляции ЭЛ формируются по кодам подсвеченной и неподсвеченной частей вектора, дуги, символа и в соответствии с кодами, определяющими тип линии, тип подсвета и тип электронного окна.

Формирование символов осуществляется по сигналам, поступающим из специального накопителя (генератора знаков) ГС-31, где хранятся сочетания номеров отрезков, из которых состоят все символы, входящие в алфавит символов ГС-31. Вывод сигналов из накопителя осуществляется по команде ПУСК ГЗ, которая вырабатывается в режиме росписи символов. В течение росписи элемента изображения вырабатывается сигнал РОСПИСЬ, по окончании которого снова формируется сигнал ОПРОС БЗУ. В результате БЗУ выдает новую пачку слов, содержание которой определяет форму следующего элемента изображения. Таким образом, чередуя циклы вывода информации из БЗУ и росписи, ГС формирует в течение части кадра весь набор сигналов изображения элементов, входящих в индицируемый формат.

Кроме сигналов отклонения и модуляции ЭЛ ГС-31 вырабатывает аналоговые сигналы управления коммутацией индикаторов - стробы ПОДСВЕТ ИЛС, ПОДСВЕТ ИПВ (номер индикаторов), сигналы управления цветом росписи - стробы ЦВЕТ КРАСНЫЙ ГС и ЦВЕТ ЖЕЛТЫЙ ГС и сигнал разовой команды ИСПРАВНОСТЬ ГС. Сигналы, сформированные ГС, поступают на вход БСК.

БСК реализует логику управления индикаторами ИЛС и ИПВ. На БСК в режиме индикации знаковой информации поступают следующие управляющие сигналы: из ГС-31 - стробы ПОДСВЕТ ИЛС, ПОДСВЕТ ИПВ, ЦВЕТ КРАСНЫЙ ГС, ЦВЕТ ЖЕЛТЫЙ ГС, разовая команда ИСПРАВНОСТЬ ГС; из БЦО - стробы ИЛС БЦО, ИПВ БЦО, ЦВЕТ КРАСНЫЙ БЦО,разовая команда ИСПРАВНОСТЬ БЦО; из ИПВ - разовая команда ТАКТИКА.

Логика управления ИЛС и ИПВ при индикации знаковой информации заключается в следующем. Сигналы отклонения ЭЛ, поступающие из ГС, БСК коммутирует: на ИЛС - при наличии РК ИСПРАВНОСТЬ ГС и отсутствии РК ИСПРАВНОСТЬ БЦО или при наличии РК ИСПРАВНОСТЬ ГС и отсутствии строба ИЛС БЦО; на ИПВ - при наличии РК ТАКТИКА и отсутствии строба ИПВ БЦО и РК ИСПРАВНОСТЬ БЦО. Сигнал модуляции ЭЛ коммутируется из БСК на ИЛС при наличии строба ПОДСВЕТ ИЛС, на ИПВ - при наличии строба ПОДСВЕТ ИПВ. В ИЛС сигналы отклонения ЭЛ через ключевые схемы, управляемые сигналом ИСПРАВНОСТЬ ГС, поступают на схемы коррекции и далее на усилители отклонения, с выходов которых - на отключающие катушки проекционной ЭЛТ ИЛС-31. Сигнал модуляции ЭЛ поступает на вход видеоусилителя также через ключевую схему, управляемую сигналом ИСПРАВНОСТЬ ГС. С выхода видеоусилителя сигнал модуляции поступает на катод проекционной ЭЛТ и отпирает ЭЛ на время росписи необходимого знака. В ИЛС предусмотрена ручная и автоматическая регулировка яркости путем изменения величины модулирующего сигнала. Ручная регулировка выполняется потенциометром, а автоматическая - за счет изменения сопротивления фоторезистора в цепи ВУ при изменении внешней освещенности. В ИПВ сигналы отклонения и модуляции проходят схемы коррекции и усиления аналогично тому, как это описано для ИЛС.

Управление цветом росписи на ИПВ осуществляется сигналами ЦВЕТ КРАСНЫЙ и ЦВЕТ ЖЕЛТЫЙ, поступающими из БСК. Изображение имеет зеленый цвет при отсутствии обоих сигналов (вся знаковая информация); желтый цвет (тактическая обстановка) - при наличии сигнала ЦВЕТ ЖЕЛТЫЙ и отсутствии сигнала ЦВЕТ КРАСНЫЙ; красный цвет (помеховая обстановка) - при наличии сигнала ЦВЕТ КРАСНЫЙ и отсутствии сигнала ЦВЕТ ЖЕЛТЫЙ или при наличии обоих сигналов.В режиме индикации знаковой информации в качестве сигнала управления цветом росписи на ИПВ ЦВЕТ КРАСНЫЙ используется строб ЦВЕТ КРАСНЫЙ ГС, прошедший через схему ИЛН, на которую также поступает строб ЦВЕТ КРАСНЫЙ БЦО, а в качестве сигнала ЦВЕТ ЖЕЛТЫЙ - не подвергающийся логической обработке строб ЦВЕТ ЖЕЛТЫЙ ГС, поступающий в БСК из ГС для согласования выхода ГС со входом ИПВ. Цвет росписи на ИПВ определяется величиной напряжения на третьем аноде ЭЛТ: +6,5 кВ -

красный цвет; +10,5 кВ - желтый цвет; +14,5 кВ - зеленый цвет. Для получения указанных напряжений в ИПВ имеются три высоковольтных выпрямителя: +10,5 кВ, +4 кВ, -4 кВ. В зависимости от указанной выше комбинации управляющих сигналов ключевые схемы осуществляют или встречное включение выпрямителей +10,5 и -4 кВ, или автономную работу выпрямителя +10,5 кВ, или последовательное включение выпрямителей +10,5 кВ и +4 кВ, обеспечивая требуемые напряжения на третьем аноде ЭЛТ.

Индикация телевизионной информации осуществляется при поступлении на вход СЕИ сигналов обзорного режима от РЛПК или ОЭПрНК и наличии в составе командного слова, поступающего из ОЭПрНК, битовой команды ФОРМАТ ОБЗОРНЫЙ (для индикации обзорного режима КОЛС). В этом случае функции между БСК, БЦО и ЦВМ распределены следующим образом. БСК формирует сигналы отклонения ЭЛ индикаторов (напряжения строчной и кадровой разверток) и сигналы управления цветом росписи ИПВ, а также коммутирует сигналы модуляции (видеосигналы целей и помехи) и отклонения ЭЛ на ИЛС и ИПВ. БЦО формирует сигналы модуляции ЭЛ (видеосигналы цели и помехи), сигналы синхронизации генераторов строчной и кадровой разверток в БСК, сигналы управления коммутацией видеосигналами и сигналами отклонения ЭЛ. ЦВМ20-632 выполняет расчет координат вершин строба, лежащих на одной диагонали, по информации о координатах центра строба и его размерах, поступающей из прицельных комплексов, и формирует битовые команды ОБЗОР 13С и МГНОВЕННОЕ СТИРАНИЕ 13С.

БЦО осуществляет обработку обзорной информации РЛПК или ОЭПрНК последовательно, взаимодействуя единовременно только с одним из них. При отсутствии обзорной информации от прицельных комплексов устройство ввода БЦО обеспечивает подключение БЦО и РЛПК по каналам, предназначенным для обмена обзорной информацией. Переключение входных каналов БЦО на ОЭПрНК происходит по битовой команде ОБЗОР 13С, поступающей по каналу связи ЦВМ20-632 и БЦО

При индикации режима обзора РЛПК БЦО работает следующим образом. Обзорная информация от РЛПК поступает на БЦО в виде следующих сигналов: импульсный сигнал начала отсчета (ИНО); импульсный сигнал цели У1; импульсный сигнал помехи У2; 3-разрядный параллельный код амплитуды сигнала У1 (импульсы кода передаются синхронно и синфазно с импульсами У1); 32-разрядный последовательный код азимутальной развертки; 32-разрядный последовательный код номера текущей строки обзора (текущего значения угла места); 32-разрядные коды битовых команд ШКАЛЫ Д, ШКАЛЫ Ḋ, НЧПМ, КВ.О, МГНО-

ВЕННОЕ СТИРАНИЕ. Импульс начала отсчета запускает формирователь в БЦО, вырабатывающий 128 сдвиговых импульсов, период повторения которых определяется битовыми командами ШКАЛЫ Д и ШКАЛЫ Д̇. Эта последовательность импульсов преобразуется в коды адресов ОЗУ основного канала БЦО по координате У. Коды адресов ОЗУ основного канала по координате $X$ вырабатываются из кода азимутальной развертки. Так как координаты цели определяются временным положением импульса У1 относительно ИНО и текущим значением кода азимутальной развертки, а формирование кодов адресов ОЗУ осуществляется в БЦО в реальном масштабе времени, то при наличии в данный момент времени сигнала У1 происходит его запись в ту ячейку ОЗУ основного канала, адрес которой определяется в этот момент значением кода азимутальной развертки и номером сдвигового импульса. ОЗУ основного канала обеспечивает запоминание 3 разрядов амплитуды сигнала У1 и 3 разрядов номера строки в 128 х 128 = $2^{14}$ ячейках.

Формирование телевизионного сигнала цели осуществляется считыванием информации из ОЗУ основного канала по закону и в темпе построчной телевизионной развертки с параметрами: длительность прямого хода строки 66,6 мкс, количество строк в кадре 128, частота кадров 48 Гц.

Запись в ОЗУ канала помехи сигнала У2 осуществляется аналогично тому, как это описано для сигнала У1. Так как координаты помехи также определяются временным положением импульса У2 относительно ИНО и текущим значением кода азимутальной развертки, то в качестве кода адреса при записи У2 в ОЗУ канала помехи используется код адреса ОЗУ основного канала, формируемый для записи сигнала У1. При этом в кодах адресов сигнала У1 отбрасываются младшие разряды, так как дискретность представления координат сигнала помехи по координате Х равна 64, по координате У - 32. ОЗУ канала помехи обеспечивает запоминание одного разряда яркости и 3 разрядов номера строки в 32 х 64 = $2^{11}$ ячейках.

Формирование телевизионного двухградационного видеосигнала помехи осуществляется считыванием информации из ОЗУ канала помехи по закону и в темпе чересстрочной телевизионной развертки с параметрами: длительность прямого хода строки 66,6 мкс, количество строк в полукадре 32, частота полукадров 48 Гц. Для обеспечения цветовой селекции меток помех на ИПВ последние индицируются в красном цвете. Для получения достаточной яркости изображения в красном цвете обеспечивается двукратное прочерчивание каждой строки в полукадре.

При индикации обзорного режима ОЭПрНК БЦО работает в основном аналогично тому, как это описано для РЛПК . Обзорная информация ОЭПрНК поступает на БЦО в виде четырех 8-разрядных последо-

вательных безадресных кодов текущих значений координат центра линейки фотоприемников по азимуту, текущих значений координат центра линейки фотоприемников по углу места, состояния фотоприемников I-5 и состояния фотоприемников 6-10. Передача разрядов в перечисленных 8-разрядных словах происходит синхронно и синфазно. Код адреса ОЗУ основного канала по координате $Y$ формируется из кода текущих значений положения центра линейки фотоприемников по углу места. При формировании кода адреса ОЗУ по координате $X$ осуществляется пересчет текущих значений координат центра линейки фотоприемников в текущие значения координат каждого отдельного фотоприемника. Сигнал помехи от ОЭПрНК не поступает. Видеосигналы с раздельных выходов БЦО поступают на индикаторы ИЛС и ИПВ.

Для формирования сигнала строба из ЦВМ20-632 на БЦО поступают коды координат вершин строба, лежащих на одной диагонали. По этой информации осуществляется формирование на каждой строке телевизионной развертки прямоугольных импульсов, длительность которых соответствует размеру строба по оси $Y$ в масштабе времени строчной развертки, и одного прямоугольного импульса, длительность которого соответствует размеру строба по оси $X$ в масштабе времени кадровой развертки. Эти прямоугольные импульсы подаются на схему И, с выхода которой снимаются прямоугольные импульсы, подсвечивающие всю площадь прямоугольного строба. Для получения сигнала подсвета контура прямоугольника аналогичным способом формируются сигналы, подсвечивающие площадь строба, координаты которого отличаются от координат первого строба на 2 единицы младшего разряда. Видеосигналы обоих стробов подаются на схему И-НЕ, с выхода которой снимается сигнал, обеспечивающий роспись контура строба.

В БЦО определяются угловые координаты цели, находящиеся в стробе. Это осуществляется путем выделения импульсов пачки прямоугольными импульсами площади строба и нахождения координат ее центра путем фиксации кодов адреса ОЗУ основного канала в момент наличия выделенных импульсов цели. Координаты целеуказания выдаются из БЦО по одному каналу в виде 32-разрядного последовательного адресного кода на РЛПК и ОЭПрНК.

Для синхронизации генераторов строчной и кадровой разверток БСК и управления коммутации видеосигналов и сигналов отклонения на ИЛС и ИПВ БЦО формирует и выдает в БСК следующие сигналы: импульсы обратного хода строчной развертки, 7-разрядный безадресный параллельный код кадровой развертки, стробы ИЛС БЦО, ИПВ БЦО, ЦВЕТ КРАСНЫЙ БЦО, разовую команду ИСПРАВНОСТЬ БЦО.

БСК формирует пилообразное напряжение строчной развертки и преобразует 7-разрядный параллельный код кадровой развертки в

ступенчатое напряжение кадровой развертки. Кроме того, БСК реализует логику управления индикаторами ИЛС и ИПВ. Для этого при индикации телевизионной информации на БСК поступают разовые команды ИСПРАВНОСТЬ ГС от ГС-31, ОБЗОР из ЦВМ20-632 .

Логика управления индикаторами заключается в следующем. БСК коммутирует напряжения строчной и кадровой разверток на ИЛС при наличии строба ИЛС БЦО, РК ИСПРАВНОСТЬ БЦО, ОБЗОР, ИСПРАВНОСТЬ ГС;на ИПВ - при наличии строба ИПВ БЦО, РК ИСПРАВНОСТЬ БЦО,ОБЗОР и отсутствии РК ТАКТИКА. Видеосигналы коммутируются на ИЛС стробом ВИДЕО ИЛС,который формируется БСК при наличии строба ИЛС БЦО, РК ИСПРАВНОСТЬ БЦО, ОБЗОР, ИСПРАВНОСТЬ ГС; на ИПВ - стробом ВИДЕО ИПВ,который вырабатывается при наличии строба ИПВ БЦО, РК ИСПРАВНОСТЬ БЦО, ОБЗОР. БСК формирует также сигналы управления цветом росписи ИПВ ЦВЕТ КРАСНЫЙ при наличии стробов ЦВЕТ КРАСНЫЙ БЦО, ИПВ БЦО, РК ИСПРАВНОСТЬ БЦО, ОБЗОР.

Телевизионные сигналы в ИЛС и ИПВ поступают на вход видеоусилителей через ключевые схемы, управляемые сигналами ИСПРАВНОСТЬ БСУ, ВИДЕО ИЛС, ВИДЕО ИПВ,и далее проходят те же каналы усиления, что и сигналы модуляции для знаковой индикации. Сигналы строчной и кадровой разверток проходят в ИЛС и ИПВ те же схемы коррекции и усиления, что и сигналы отклонения для знаковой индикации. Форма сигналов кадровой развертки обеспечивает формирование построчного растра , состоящего из 128 строк,на котором индицируются видеосигналы целей, и чересстрочного растра, состоящего из 64 строк,на котором индицируется сигнал помехи, причем при индикации помех на ИПВ обеспечивается двухкратное прочерчивание каждой строки за один кадр. Временные интервалы внутри кадра между кадровыми развертками растра цели и растра помех, равные по длительности четырем периодам строчной развертки, обеспечивают запирание ЭЛТ ИПВ на время, необходимое для переключения высокого напряжения на третьем аноде ЭЛТ, управляющего цветом изображения на ИПВ.

Совмещенное изображение знаковой и телевизионной информации получается в результате совмещения сигналов отклонения и модуляции ЭЛ. На ключевых схемах БСК, имеющих общий выход, замешиваются функциональные сигналы отклонения и сигналы телевизионных разверток.Аналогично на ключевых схемах ИЛС и ИПВ совмещаются функциональные сигналы модуляции и телевизионные видеосигналы при подаче их на входы видеоусилителей индикаторов.

## 5.5. Система управления оружием СУО-29М2

Система управления оружием СУО , ,как отмечалось в п.2.2.2, предназначена для управления подготовкой и применением



мб 2016

всех типов средств поражения (СП), используемых на самолете МиГ-29Б.В процессе подготовки СП к применению и при их применении система СУО осуществляет:

- формирование и выдачу в бортовой комплекс и устройства индикации сигналов о типе СП, их наличии, наличии на определенных подвесках, готовности СП к применению, расходе и остатке боекомплекта;

- подготовку СП к пуску или сбрасыванию;

- опрос готовности СП к пуску или сбрасыванию и формирование соответствующих команд для индикации;

- выбор типа СП, режимов и вариантов их применения;

- формирование исполнительных команд на пуск управляемых и неуправляемых ракет,стрельбы из пушки,сбрасывание бомб и других СП;

- распределение исполнительных команд по исполнительным устройствам;

- аварийный пуск управляемых ракет и аварийное сбрасывание авиабомб и других СП,подвешиваемых на бомбодержатели БДЗ-УМК2.

В состав системы СУО ,структурная схема которой изображена на рис.5.24,входят:блок связи функциональный (БСФ-20ПМ); блоки управления ракетами (БУР-20ПМ-I и БУР-20ПМ-2);блок автоматики пушки (БАП-20ПМ);

четыре блока неуправляемого оружия (БНО-20ПМ); монтажная рама,на которой размещаются блоки БСФ-20ПМ, БУР-20ПМ-I и БУР-20ПМ-2.

Блок БСФ-20ПМ является центральным блоком управления системы СУО .Он осуществляет прием информации,поступающей с БЦВМ Ц101 9 или БЦВМ С-3I,а также с пультов управления системы СУВ ;хранение данных,принятых от комплексов РЛПК и ОЭПрНК ;формирование и выдачу управляющих сигналов и команд в другие блоки системы СУО, прицельные комплексы и на СП. По структуре блок БСФ-20ПМ представляет собой специализированный цифровой управляющий вычислитель.

Блоки БУР-20ПМ-I и БУР-20ПМ-2 предназначены для формирования и выдачи сигналов о наличии управляемых ракет на подвесках; подготовки ракет к пуску; формирования и выдачи сигналов о готовности и разрешения на пуск; выработки и распределения исполнительных команд на пуск ракет; управления аварийным пуском ракет. Блок БУР-20ПМ-I обслуживает точки подвески I и 2, а блок БУР-20ПМ-2 — точки подвески 3,4,5 и 6.

Блоки БНО-20ПМ осуществляют формирование и выдачу сигналов о наличии неуправляемых ракет и авиабомб на подвесках; выработку исполнительных команд на пуск неуправляемых ракет и сбрасы-

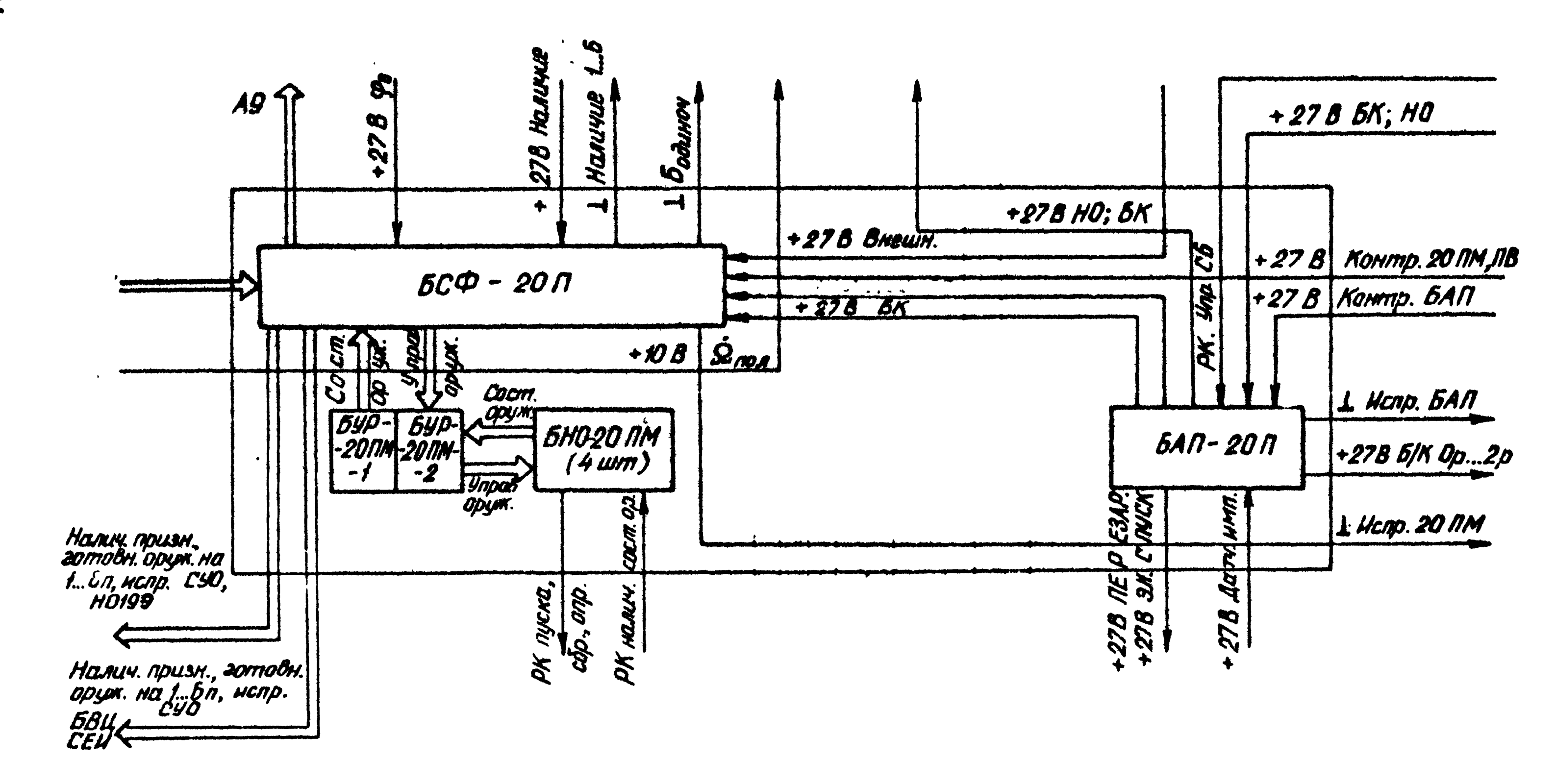

А9
+27 В $\varphi_в$
+27В Наличие
Наличие 1...6
Б одиноч
+27 В БК; НО
+27В НО; БК
+27 В Внешн.
БСФ - 20 П
+27 В Контр. 20 ПМ, ЛВ
+27 В Контр. БАП
+27 В БК
РК. Упр. СБ
+10 В
Сост. ор.уж.
Упр. оруж.
Сост. оруж.
БУР-20ПМ-1
БУР-20ПМ-2
БНО-20 ПМ (4 шт)
Упрал оруж.
БАП - 20 П
Испр. БАП
+27В Б/К Ор...2р
Испр. 20 ПМ
Налич. призн., готовн. оруж. на 1...6п, испр. СУО, НО199
Налич. призн., готовн. оруж. на 1...6п, испр. СУО
БВЦ СЕИ
РК пуска, сбр., опр.
РК налич. сост. ор.
+27В ПЕР. ЕЗАР.
+27В ЭЛ. СПУСК
+27В Дат. имп.

Рис. 5.24.

вание авиабомб; управление аварийным сбросом бомб и других СП.

Блок БАП-20ПМ предназначен для формирования сигналов, сигнализирующих о наличии патронов во встроенной артиллерийской установке, переключения системы СУВ на решение задач прицельной стрельбы из пушки, формирования и выдачи исполнительной команды на стрельбу из пушки.

Подготовка СП к пуску или сбрасыванию включает в себя следующие основные операции: запитку управляемых ракет электроэнергией; выдачу целеуказания координаторам ракет; ввод начальных условий пуска в управляемые ракеты; управление взведением взрывателей.

Опрос готовности управляемых ракет к пуску и формирование соответствующих команд для индикаций производится в следующей последовательности. При захвате цели ТГС ракет Р-73Э,Р-60МК или при готовности PIC ракеты Р-27PI к захвату цели формируется команда ГОЛОВКА ГОТОВА (ГГ) (для каждой подвески) которая подается в систему СУО в виде напряжения +27 В. Команда ГГ через блок БУР-20ПМ-I или БУР-20ПМ-2 поступает в блок БСФ-20ПМ, а также в систему СЕИ и на индикатор подвесок ИП-3I. Одновременно с этим при применении ракет Р-73Эк Р-60МКв телефонах шлемофона летчика прослушивается звуковой сигнал, сигнализирующий о захвате цели ТГС хотя бы одной ракеты. Для РГС команда ГГ формируется при выполнении следующих условий: подстроен СВЧ гетеродин; отработано целеуказание по частоте Доплера; отработаны углы целеуказания; произведена установка синхронизатора.

При поступлении в блок БСФ-20ПМ из БЦВМ НОI9 (БУВМС-3I) команды ДАЛЬНОСТЬ РАЗРЕШЕННАЯ (ДР) и наличии команды ГГ данный блок формирует команду ПУСК РАЗРЕШЕН (ПР) для той ракеты, ТГС которой захватила цель или РГС готова к ее захвату. Команда ПР прослушивается в телефонах и индицируется на индикаторах системы СЕИ

Выбор варианта применения СП сводится к выполнению летчиком вручную ряда переключений и нажатий кнопок. Характеристики выбранного к применению варианта СП из системы СУО поступают в комплексы РЛПК и ОЭПрНК и индицируются на ИП-3I. Формирование и распределение исполнительных команд на пуск ракет,

сбрасывание бомб, стрельба из пушки осуществляются в соответствии с характеристиками выбранного варианта примененуя СП.

При выполнении своих функций система СУО сопрягается с комплексами РЛПК , ОЭПрНК , системами "Экран" и "Тестер", органами управления и индикации в кабине летчика, с ракетно-бомбардировочной и артиллерийской установками, с СП.

Ракетно-бомбардировочная установка включает в себя агрегаты подвески СП, системы охлаждения ГСН ракет и механизмы отделения СП от самолета. Агрегаты подвески СП на истребителе МиГ-29Б представлены авиационными пусковыми устройствами АПУ-27 в количестве 2 шт. (для Р-27РI);АПУ-73-IД - до 6 шт. (для Р-73Э); АПУ-60-I-ДБI - до 6 шт. (дляР-60МК); АПУ-68УМ2(3) - до 4 шт. (для ракет типа С-24); блоками Б-8МI - до 4шт.; КМГУ-2 - до4шт.

Информация о номере подвески, признаке СП на этой подвеске, наличии СП, признаке выбора, готовности СП к применению и состоянии системы СУО передается в БЦВМ НО19 и БЦВМ С-3I из СУО по цифровым магистралям 9А и А9 соответственно (см.параграф 2.4 и рис.I.I). БЦВМ формируют и упаковывают только те сигналы и команды, которые необходимы для применения выбранного вида СП. При переходе к другому виду СП информационная часть передаваемого массива обнуляется и БЦВМ осуществляют упаковку сигналов и команд, сформированных для нового вида СП. Режим одновременного применения в одном залпе двух различных видов управляемых ракет в системе СУВ не предусмотрен.

Признак ВЫБОР присваивается подвескам попарно при наличии СП в зависимости от порядка разгрузки, выбранного летчиком. Первой парой считаются подвески I и 2, второй парой - подвески 3 и 4, третьей парой - подвески 5 и 6. При использовании на всех подвесках управляемых ракет одинакового типа признак ВЫБОР присваивается одновременно всем трем парам подвесок независимо от наличия или отсутствия команды ВНЕШНИЕ. При подвеске управляемых ракет разных типов в зависимости от наличия или отсутствия команды ВНЕШНИЕ признак ВЫБОР присваивается группе подвесок с одинаковыми ракетами. Команда ВНЕШНИЕ поступает от переключателя ВНЕШ.-ВНУТР., расположенного на ручке РУД. При использовании на самолете неуправляемых СП признак ВЫБОР присваивается в зависимости от положений переключателей ВНЕШ.-ВНУТР. и ЗАЛП.-ОДИН-0,5К-ТА.

Разовые команды и информация целеуказания, описание которых дано в параграфе 3.I и главе 4, на ракеты Р-27Р поступают с блоков БПИ по цифровым магистралям 3Б и 4Б (рис.I.I). На ракеты Р-73Э и Р-60МК сигналы и команды с блоков БПИ подаются в аналоговом и дискретном виде. В аварийных режимах команды на пуск и сброс выдаются с пультов управления по отдельным проводам, минуя цифровые магистрали.

## 5.6. Режимы работы комплекса ОЭПрНК-29Э2

Режимы работы комплекса ОЭПрНК определяются содержанием решаемой задачи, задаются сигналами от основных органов управления (пульты ПСР-3I, ПВК-3I, ПК-3I и др.) и формируются функциональным диспетчером БЦВМ С-3I (Ц I00.02-0I) (см.п.2.3.5).

### 5.6.I. Наземные режимы работы комплекса ОЭПрНК-29Э2

Наземные режимы работы ОЭПрНК включают режим работы с пультом ввода и контроля ПВК-3I, режим встроенного контроля комплекса ВСК и режим подготовки системы СН-29.

Пульт ПВК-3I предусматривает, в свою очередь, работу в режимах ввода информации, индикации информации и стыковочного теста в соответствии с положениями галетного переключателя режимов ПВК-3I. В положении ВВОД производится ввод информации с пульта ПВК-3I. Для этого поочередным нажатием кнопок наборного поля набираются номер параметра (три цифры), знак параметра и значение параметра (семь цифр). Индикация на табло пульта ПВК-3I подготавливаемой к вводу информации производится от БЦВМ С-3I. При нажатии кнопки ИСПОЛ. информация вводится в БЦВМ и на табло индицируется значение введенного параметра. При нажатии кнопки СБРОС происходит сброс последней набранной цифры. В положении ИНДИК. производится вывод на табло пульта ПВК-3I из БЦВМ значения параметра после набора на пульте соответствующего трехзначного номера. Обнуление табло производится нажатием кнопки СБРОС. Вывод информации осуществляется в десятичном коде. Для информации, содержащей разовые команды, производится перевод в 8-разрядный код, который и выводится затем на табло пульта (значения от 0 до 7). В положении переключателя режимов ПВК-3I СТ.ТЕСТ происходит включение режима проверки комплекса с помощью стыковочного теста и обеспечивается выдача контрольной информации из БЦВМ по выход-

ным линиям БI - БI4. В этом режиме также осуществляется индикация всей входной и выходной информации БЦВМ.

Режим ВСК комплекса ОЭПрНК включается сигналом ПУСК ВСК на пульте ПК-3I при отсутствии сигналов ИНДИК. от ПК-3I и ГЛАВН от ПСР-3I. По этому сигналу из БЦВМ С-3I в системы ОЭПрНК выдаются сигналы для их переключения в режимы контроля. Затем в течение 60 с БЦВМ осуществляется прием контрольной информации от систем ОЭПрНК по заданной временной циклограмме и производится ее анализ, на основании которого формируются сигналы исправности отдельных систем и комплекса в целом. Индикация результатов ВСК осуществляется на индикаторе пульта ПВК-3I (переключатель режимов в положении ВВОД) и на индикаторе системы "Экран". Алгоритм ВСК обеспечивает наземный контроль систем ОЭПрНК , а также систем, связанных с ОЭПрНК информационно: А-037, Э502-20-04, ДАУ-72, РЛПК. Контроль КОЛС и НСЦ производится при помощи обращения к соответствующим программам (ВСК-I3С, КЩ-ЗУ), выполненным в виде отдельных модулей, что позволяет контролировать эти системы автономно. После запуска режима ВСК производится формирование выходных сигналов БЦВМ на перевод систем в режим контроля (СУО , РЛПК ). В СЕИ с момента включения режима ВСК выдается набор параметров, по которому на индикаторах формируется картинка ОБЗОР(ТПст) со стробом, расположенным на нижней границе обзорного поля посередине, С момента запуска режима ВСК и по 57-ю секунду на подсвечиваемую кнопку ГОТОВ пульта ПК-3I выдается сигнал с частотой 2 Гц, что позволяет судить о работе ОЭПрНК в этом режиме. С 58-й секунды в алгоритме формируется сигнал интегральной исправности ОЭПрНК (сигнал ИС-3I), выдаваемый на кнопку ГОТОВ и в регистрирующее устройство системы "Экран". Кроме этого с момента запуска на систему "Экран" выдается информация об исправности всех блоков и систем.

Далее в процессе контроля при выявлении отказов систем и блоков соответствующие сигналы исправности снимаются. С 5-й по I0-ю секунду с момента запуска ВСК производится проверка на допуск времени захвата КОЛС. Предварительно в КОЛС выдается сигнал на зажигание встроенной лампочки, а также ее координаты и сигнал РЗХ (РАЗРЕШЕНИЕ ЗАХВАТА). Если через I,5 с с КОЛС в БЦВМ не поступает сигнал ЗТП=I (ЗАХВАТ ТЕПЛОПЕЛЕНГАТОРА), то БЦВМ выдает в КОЛС в течение 0,2 с сигнал СБ (СБРОС), после

чего процедура повторяется (при отсутствии сигнала ЗТП) еще 2 раза. Если сигнал ЗПТ в КОЛС не вырабатывается, то в систему "Экран" выдается сообщение о том, что время захвата КОЛС не в допуске. На 10-й секунде из БЦВМ в СЕИ . выдается информация для смены картинки ОБЗОР на АТАКА, если сигнал захвата КОЛС ЗТП=0. При ЗТП=1 эта смена производится с 6,5-й по 10-ю секунду. С 58-й по 60-ю секунду в ВСК производится анализ исправности систем и блоков с последующим снятием сигналов их исправности и выдачей отказов в регистрирующее устройство системы "Экран" и на пульт ПВК-31. Контролируемые системы формируют сигналы исправности в виде двоичных сигналов (0 или 1) и в виде аналоговых сигналов, величины которых прове ются в БЦВМ на допуск. Степень охвата систем ОЭПрНК контролем зависит от состояния внешних органов управления.

Если в БЦВМ С-31 присутствуют сигналы КС-31 (положение С-31 переключателя ЭТАП пульта ПК-31) и ВСК, то контролем охватываются только системы ОЭПрНК . Если присутствует только сигнал КС-31, то дополнительно контролируются РВ, ДАУ, КРУ и БПИ. При наличии сигналов ПП или ПВ (ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ или ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА) подключается контроль РЛПК .

Формирование выходной информации на пульте ПВК-31 производится следующим образом. Все системы, охватываемые контролем, разделены на 10 групп по числу окошек ПВК-31, в которых индицируется информация. Каждой группе соответствует определенное окно пульта ПВК-31. При загорании той или иной цифры в окошке ПВК-31 появляется возможность судить об исправности той или иной системы или нескольких систем. Принята следующая индикация: 5 - система исправна; 2 - система неисправна; 0 - система не охвачена контролем. До 58-й секунды на ПВК-31 индицируются нули.

В режиме самоконтроля (КС-31 = 1, ВСК = 1) предусмотрена точностная оценка работы НСЦ, если по результатам работы ВСК сформирован сигнал исправности НСЦ. Для проведения этой оценки необходимо совместить перекрестие визирного устройства с центром визирной метки на экране ИЛС, на котором индицируется картинка АТАКА. Далее при нажатии кнопки ЗАХВАТ в БЦВМ производится проверка рассогласования угловых координат, полученных от НСЦ, и положения визирной метки. Если это рассогласование находится в допуске, то в визирное устройство НСЦ выдается сигнал ПР.

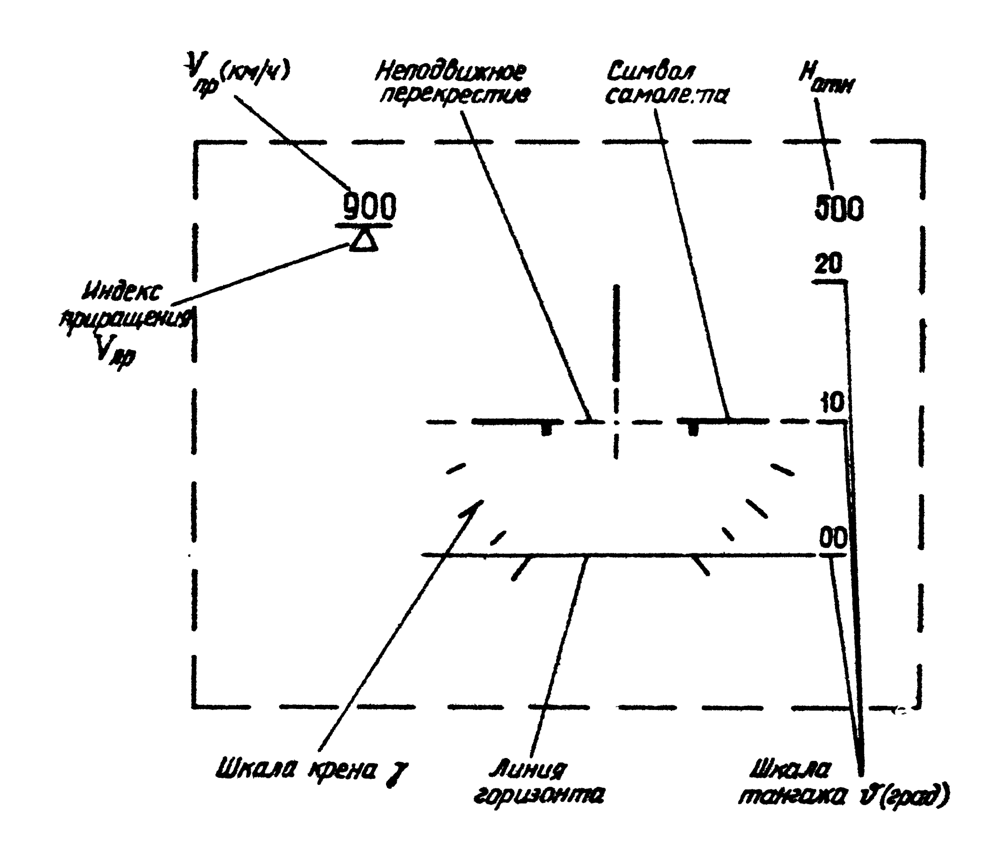
При отсутствии команды ПУСК ВСК от пульта ПК-31 в БЦВМ анализируется наличие команды ПОДГОТОВКА от тумблера РАБОТА - ПОД-

ГОТОВКА. При поступлении этой команды БЦВМ работает в режиме подготовки системы СН-29. В этом режиме из БЦВМ в вычислитель СН-29 выдается угол визирования реперной точки по азимуту $\varphi_{арт}$ в координатах КОЛС от НСЦ, кнопки КУ-31 или собственно от КОЛС. Для измерения угла $\varphi_{арт}$ с помощью НСЦ необходимо установить переключатель ПСР-31 в положение ШЛЕМ и совместить прицельную марку коллиматора НВУ с реперной точкой. При установке галетного переключателя ПСР-31 в положение ТП-СТРОБ на экране СЕИ формируется картинка ОБЗОР. С помощью кнопки КУ-31 строб на экране индикатора СЕИ совмещается с реперной точкой на стоянке самолета (или на ВПП). При совмещении центра строба с ориентиром нажимается кнопка МРК-ЗАХВАТ-ПЗ (сигнал РЗХ), после чего КОЛС переходит в режим захвата цели (если реперная точка является источником инфракрасного излучения). По информации $\varphi_{ул}$ от КОЛС на выходе БЦВМ формируется угол (в системе координат КОЛС). Во всех остальных положениях переключателя ПСР-31 при наличии команды ПОДГОТОВКА в БЦВМ осуществляется режим ручного целеуказания (РЦУ). В этом режиме на экране ИЛС формируется визирная метка, которая с помощью кнопки КУ-31 совмещается с реперной точкой. В момент совмещения прицельной марки НВУ (в режиме ШЛЕМ) или визирной метки ИЛС с реперной точкой нажатием кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ подается команда РЗХ. Значение угла $\varphi_{арт}$ из БЦВМ С-31 в вычислитель СН-29 выдается только в момент нажатия и удержания этой кнопки.

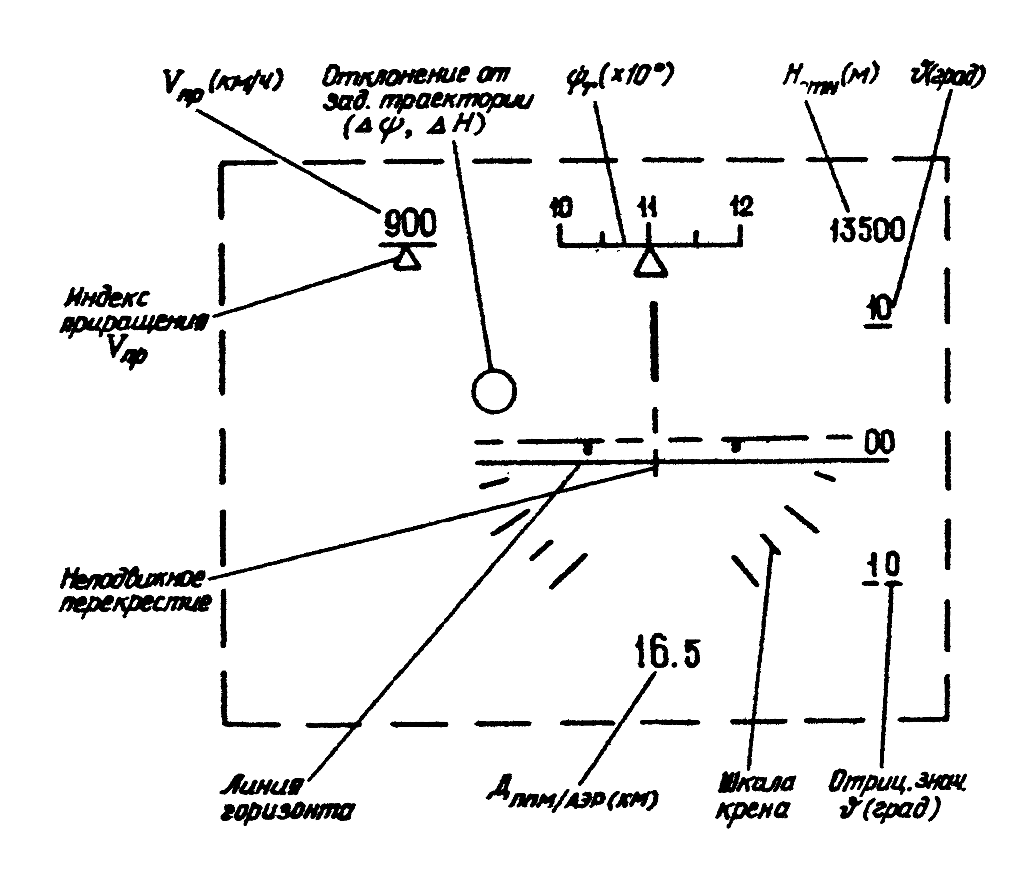
### 5.6.2. Полетные режимы работы комплекса ОЭПрНК-29Э2

Полетные режимы работы комплекса ОЭПрНК включают различные боевые режимы работы по воздушным и наземным целям, режим навигации и режим полетного контроля.

При отсутствии сигналов от пультов ПВК-31, ПК-31 и сигнала ПОДГОТОВКА при положении галетного переключателя ПСР-31 НВГ или $\varphi_0$ БЦВМ Щ00.02-С1 обеспечивает работу ОЭПрНК в режиме навигации. При этом БЦВМ в СЕИ выдаются сигналы для управления СЕИ только системой навигации СН-29. В решении навигационных задач БЦВМ участия не принимает. Информационные картинки индикаторов СЕИ в режиме навигации на этапах взлета, полета по маршруту и посадки приведены на рис. 5.25-5.27. Подробно работа системы СН-29 рассматривается в главе 6.


$V_{пр}$(км/ч)
Неподвижное перекрестие
Символ самолета
$H_{отн}$
900
500
20
Индекс приращения $V_{пр}$
10
00
Шкала крена γ
Линия горизонта
Шкала тангажа ϑ(град)

Р и с. 5.25.

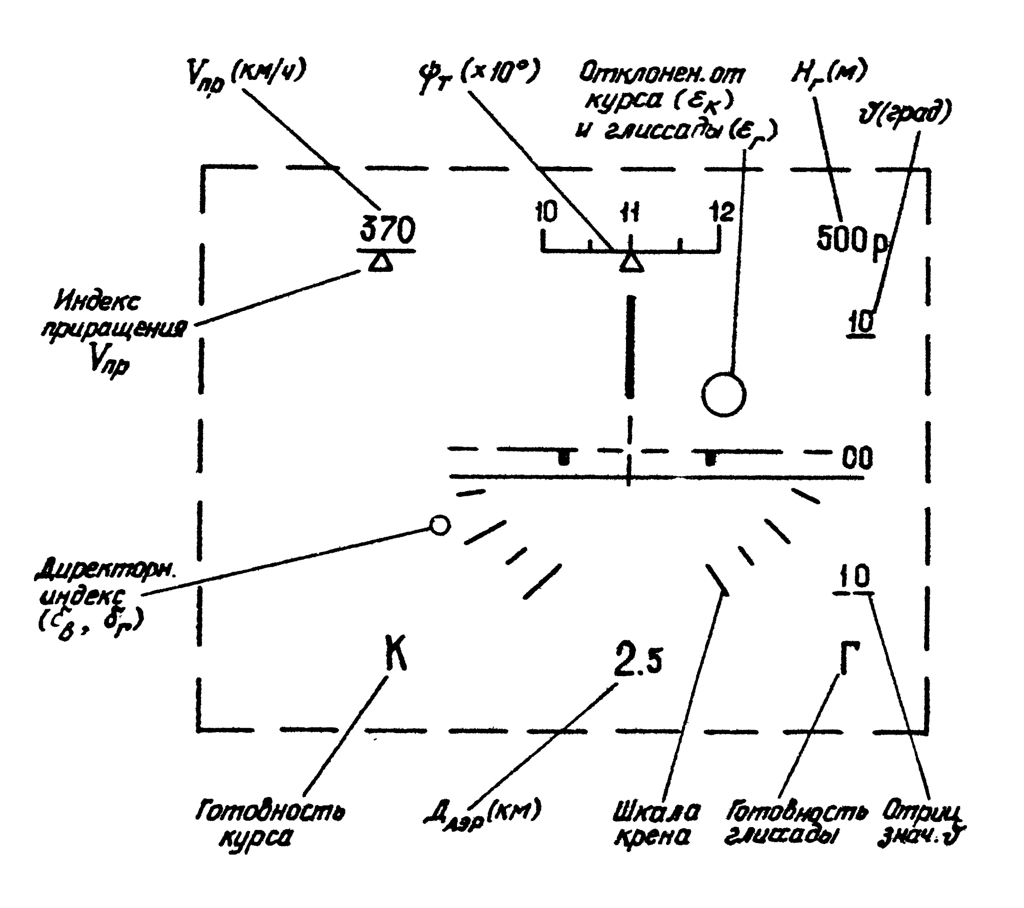


$V_{пр}$ (км/ч)
Отклонение от зад. траектории ($\Delta\psi$, $\Delta H$)
$\psi_{т}$ ($\times 10°$)
$H_{-mn}$ (м)
$\vartheta$ (град)
10
11
12
900
13500
10
Индекс приращения $V_{пр}$
00
10
Неподвижное перекрестие
16.5
Линия горизонта
$Д_{ппм/аэр}$ (км)
Шкала крена
Отриц. знач. $\vartheta$ (град)


Р и с. 5.26.



н/с


$V_{пр}$ (км/ч)
$\phi_т$ (×10°)
Отклонен. от курса ($\varepsilon_к$) и глиссады ($\varepsilon_г$)
$H_г$ (м)
$\vartheta$ (град)
370
10
11
12
500 р
10
Индекс приращения $V_{пр}$
00
Директорн. индекс ($\zeta_в$, $\delta_г$)
10
К
2.5
Г
Готовность курса
$Д_{аэр}$ (км)
Шкала крена
Готовность глиссады
Отриц. знач. $\vartheta$

Р и с. 5.27.



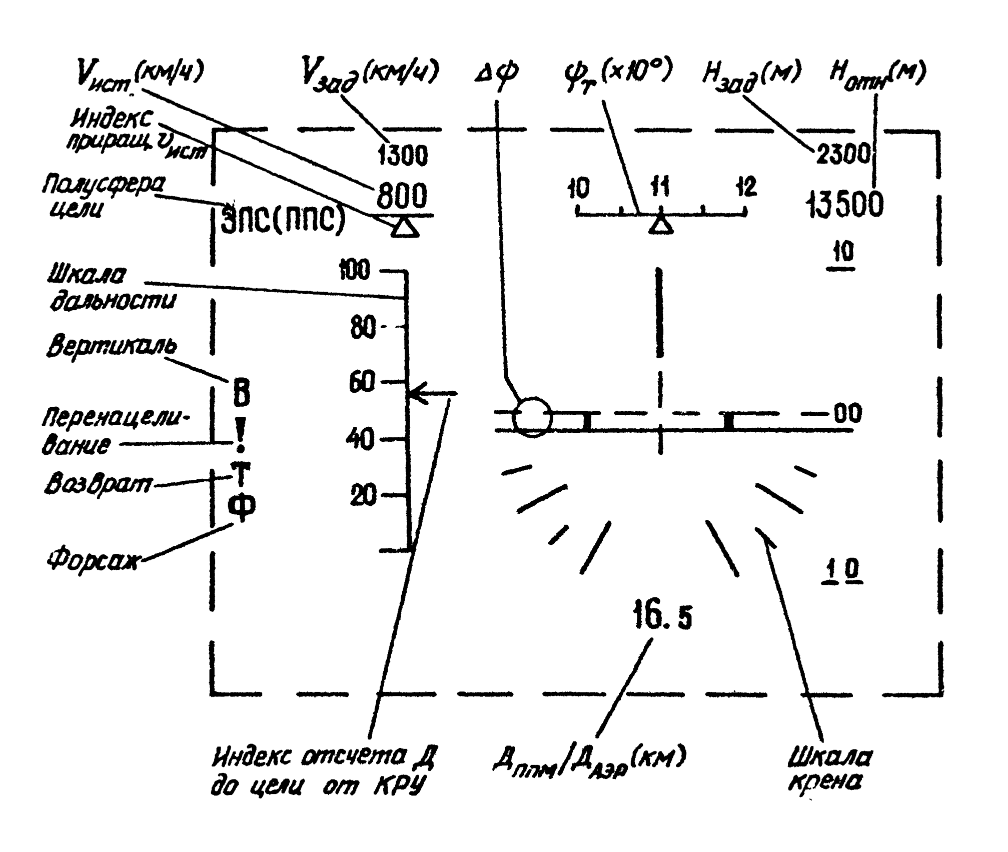
п/с

При выводе самолета в зону обнаружения цели при помощи системы наземного наведения Э502-20-04 тумблером НАВЕД. на пульте ПСР-31 включается режим навигации с наведением от Э502-20-04, в которую выдается команда НАВЕДЕНИЕ. По этой команде в систему индикации СЕИ из Э502-20-04 поступают дальность до цели, заданные значения высоты и скорости полета, разность курсов цели и самолета (отклонение курса от заданного), а также разовые команды. Индикационная картина в режиме навигации с наведением показана на рис.5.28.

Режим полетного контроля (ПК) предназначен для формирования и выдачи сигналов исправности (или отказов) систем и отдельных блоков, а также связей между системами ОЭПрНК в регистрирующую систему "Экран" в ходе решения боевых задач. В ходе ПК формируются сигналы исправности НСЦ, КОЛС, СУО , СЕИ , ФКП-ЕУ и их блоков, сигналы исправности СН-29, УВВ20-31, БЦВМ Ц100.02-0І и ОЭПрНК в целом, а также сигналы исправности связей: БЦВМ - датчики (РВ, ДАУ, БДУС, БДДУ, БСР, ИК-ВК-80, СВС, СУО ); БЦВМ-СЕИ ; БЦВМ-БПИ, СЕИ - датчики (УВВ20-31, КОЛС, А-323, ДАУ, СВС, ИК-ВК-80, СУО ). Полетный контроль осуществляется на протяжении всей работы ОЭПрНК (до его выключения) и совмещается со всеми режимами работы, кроме режима СТЫКОВОЧНЫЙ ТЕСТ. Кроме того, при каждом переходе в режим навигации автоматически обеспечивается однократный контроль КОЛС. Полетный контроль реализуется путем включения в пакеты программ каждого из режимов работы ОЭПрНК программы ПК с частотой обращения 6 Гц. В режиме навигации контроль КОЛС осуществляется с частотой 25 Гц.

Основными режимами работы ОЭПрНК являются боевые режимы, обеспечивающие применение средств поражения по воздушным и наземным целям: ОБЗОР, БЛИЖНИЙ БОЙ (ТП-ББ), РУЧНОЕ ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ (РЦУ), ШЛЕМ (Ш), АТАКА (ЗАХВАТ), СТРЕЛЬБА ИЗ ПУШКИ ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ НЕСИНХРОННЫМ СПОСОБОМ, ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА, ПРИМЕНЕНИЕ НРС и СТРЕЛЬБА ПО НАЗЕМНЫМ ЦЕЛЯМ, БОМБОМЕТАНИЕ и РЕЖИМ " $\varphi_0$ ".

Режим ОБЗОР реализуется при установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ пульта ПСР-31 в положение ТП-СТРОБ и отсутствии команд НАРЕЗНОЕ ОРУЖИЕ (НО) и УВЕРЕННЫЙ ЗАХВАТ ТЕПЛОПЕЛЕНГАТОРА (ЗТП2). При этом БЦВМ С-31 работает с КОЛС в режиме поиска и захвата воздушных целей, который подробно рассматривается в параграфе 5.2. Информационная картинка СЕИ в режиме ОБЗОР показана на рис.5.29. В режиме обзора из КОЛС в БЦВМ поступают также команды



Vист(км/ч)
Vзад(км/ч)
ΔΦ
φт(×10°)
Hзад(м)
Hотн(м)
Индекс приращ. vист
Полусфера цели
1300
800
ЗПС(ППС)
10
11
12
2300
13500
10
Шкала дальности
100
80
60
40
20
Вертикаль
Перенацеливание
Возврат
Форсаж
В
!
Т
Ф
00
10
16.5
Индекс отсчета Д до цели от КРУ
Дппм/Даэр(км)
Шкала крена


Р и с. 5.28



н/с

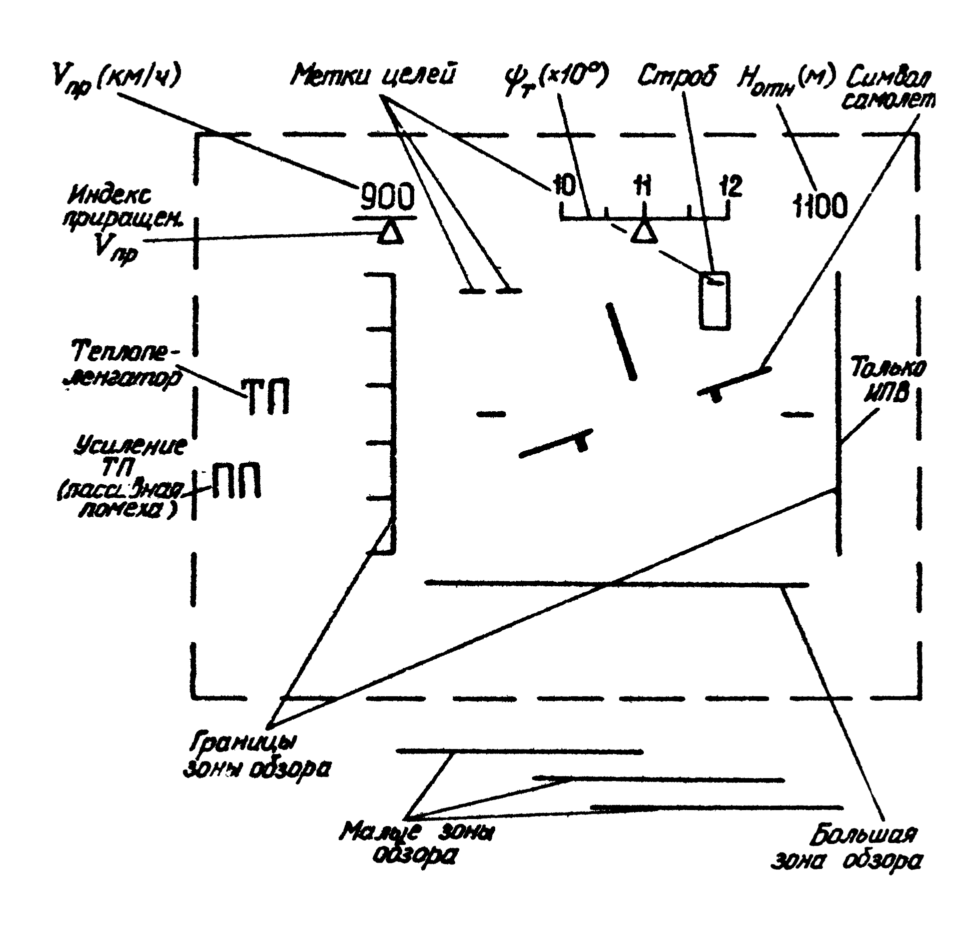

$V_{пр}$ (км/ч)
Метки целей
$\psi_т$ (×10°)
Строб
$H_{отн}$ (м)
Символ самолет
Индекс приращен. $V_{пр}$
900
10
11
12
1100
Теплопе-ленгатор
ТП
Только ИПВ
Усиление ТП (пассивная помеха)
ПП
Границы зоны обзора
Малые зоны обзора
Большая зона обзора

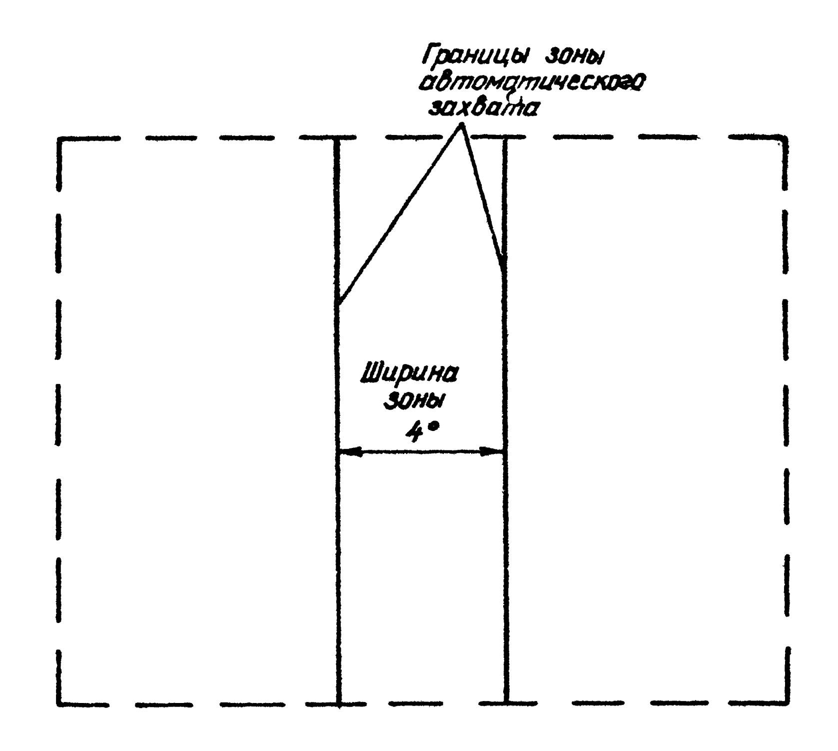
Рис. 5.29.



н/с

КАДР СЛЕВА и КАДР СПРАВА для управления ФКП-ЕУ. При поступлении одной из этих команд БЦВМ вырабатывает и выдает в УВВ20-3I команду СМК на смену кадра ФКП-ЕУ. Следующая команда на смену кадра выдается при поступлении из КОЛС другой из указанных команд. После захвата цели КОЛС выдает команду ЗТП2 и переходит в режим автоматического сопровождения цели, а БЦВМ и СЕИ переходят в режим ЗАХВАТ (АТАКА).

Режим БЛИЖНИЙ БОЙ реализуется при установке переключателя ПСР-3I в положение ТП-ББ и отсутствии признаков НЮ и ЗТП2. В этом случае КОЛС работает в режиме автоматического захвата цели без предварительного стробирования в зоне $\pm 2^0$ по азимуту и от $-I4^0$ до $+I6^0$ по углу места относительно строительной оси самолета. На экранах СЕИ индицируется зона автоматического захвата (рис.5.30), при попадании в которую визуально видимой цели летчик нажимает кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ и удерживает ее до момента перехода в режим ЗАХВАТ (АТАКА).




Р и с. 5.30.



мб 2016

При установке переключателя ПСР-31 в положение ШЛЕМ производится работа комплекса по визуально наблюдаемой цели с вычислением угловых координат цели (в системах координат КОЛС и ГСН ракет) по информации от НСЦ. Для работы в этом режиме летчику необходимо ввести отражатель НВУ в поле зрения летчика накатием клавиши на НВУ и занять рабочее положение, при котором прицельная марка ПМ (два концентрических кольца) находится в рабочей зоне НСЦ. При выходе НВУ из рабочей зоны происходит гашение марок на НВУ. При наложении ПМ на цель нажимается кнопка МРК-ЗАХВАТ-ПЗ и удерживается нажатой до захвата цели КОЛС, РЛПК или ГСН УР. При этом на НВУ индицируется мигающая ПМ, а на индикаторах СЕИ - картинка, показанная на рис.5.31. Захват цели ГСН УР, кроме того, сопровождается звуковым сигналом летчику.

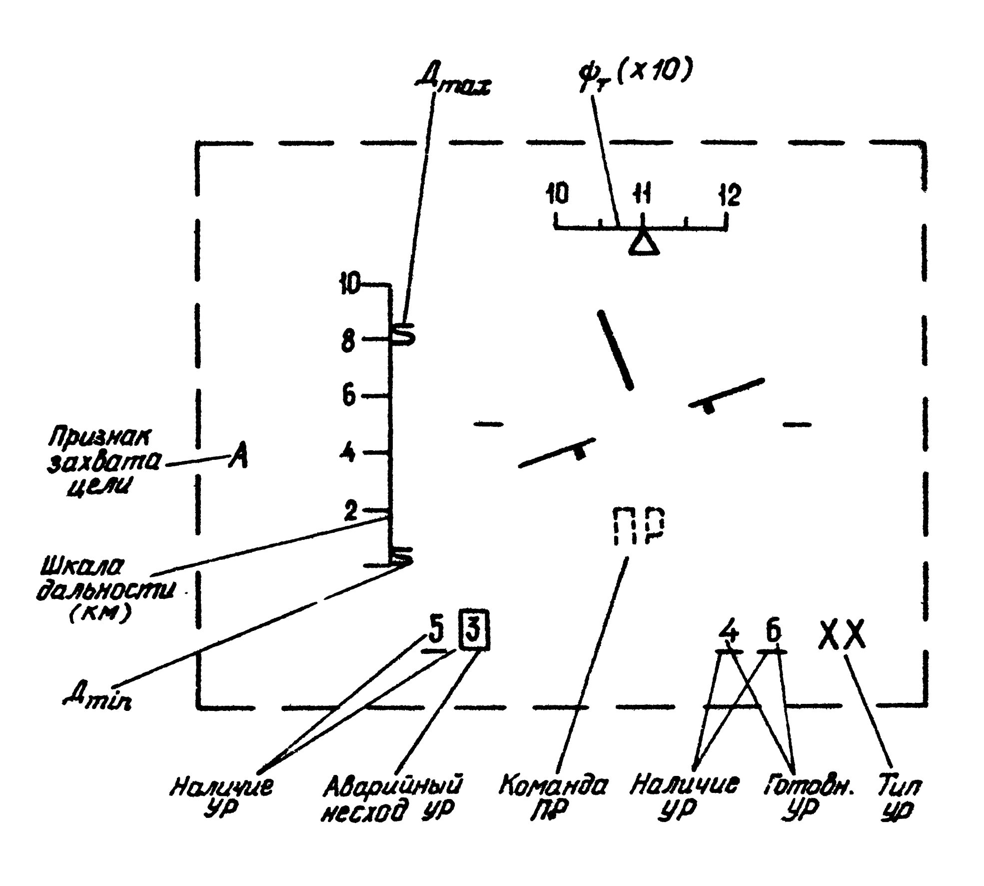
До отпускания кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ целеуказание производится от НСЦ, углы целеуказания вычисляются в БЦВМ в соответствующих системах координат и выдаются одновременно в КОЛС, РЛПК и ГСН УР. В БЦВМ учитываются также поправки выставки и систематические ошибки НСЦ. Если захват цели КОЛС или РЛПК произошел до отпускания кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ, а цель в момент захвата находилась вне ПМ НВУ (случай, когда сравниваемые в БЦВМ углы визирования цели от КОЛС и РЛПК не совпадают с углами от НСЦ), из БЦВМ в КОЛС и РЛПК выдается команда СБРОС. Для дальнейшей работы в режиме ШЛЕМ необходимо произвести перенацеливание с помощью НВУ.

Команда ПР (ПУСК РАЗРЕШЕН) формируется в СУО при наличии команды ГОТ.ГСН и при поступлении из БЦВМ команды ДР (ДАЛЬНОСТЬ РАЗРЕШЕННАЯ). Команда ПР индицируется на НВУ в виде комбинации из двух марок ПМ и СМ (крест), а на экранах СЕИ символами ПР. Эти символы имеют постоянное свечение при полном приборном обеспечении и становятся мигающими при отсутствии информации о дальности до цели от КОЛС или РЛПК. Если команда ПР была выдана до захвата цели КОЛС или РЛПК, вопрос о пуске УР решается летчиком по соотношению разрешенной дальности из диапазона от $Д_{max}$ до $Д_{min}$, индицируемых на СЕИ, и дальности до цели, оцениваемой летчиком визуально.

При установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ пульта ПСР-31 в положение ОПТ. комплекс обеспечивает управление зоной захвата КОЛС и ГСН в режиме РЦУ. Для включения этого режима необходимо также отсутствие признаков применения неуправляемого оружия и применения пушки по воздушным или наземным целям.



мб 2016



$Д_{max}$
$\phi_т$ (x10)
10
11
12
10
8
6
4
2
Признак захвата цели
A
Шкала дальности (км)
$Д_{min}$
ПР
5
3
4
6
XX
Наличие УР
Аварийный несход УР
Команда ПР
Наличие УР
Готовн. УР
Тип ур


Р и с. 5.31.



ж/с

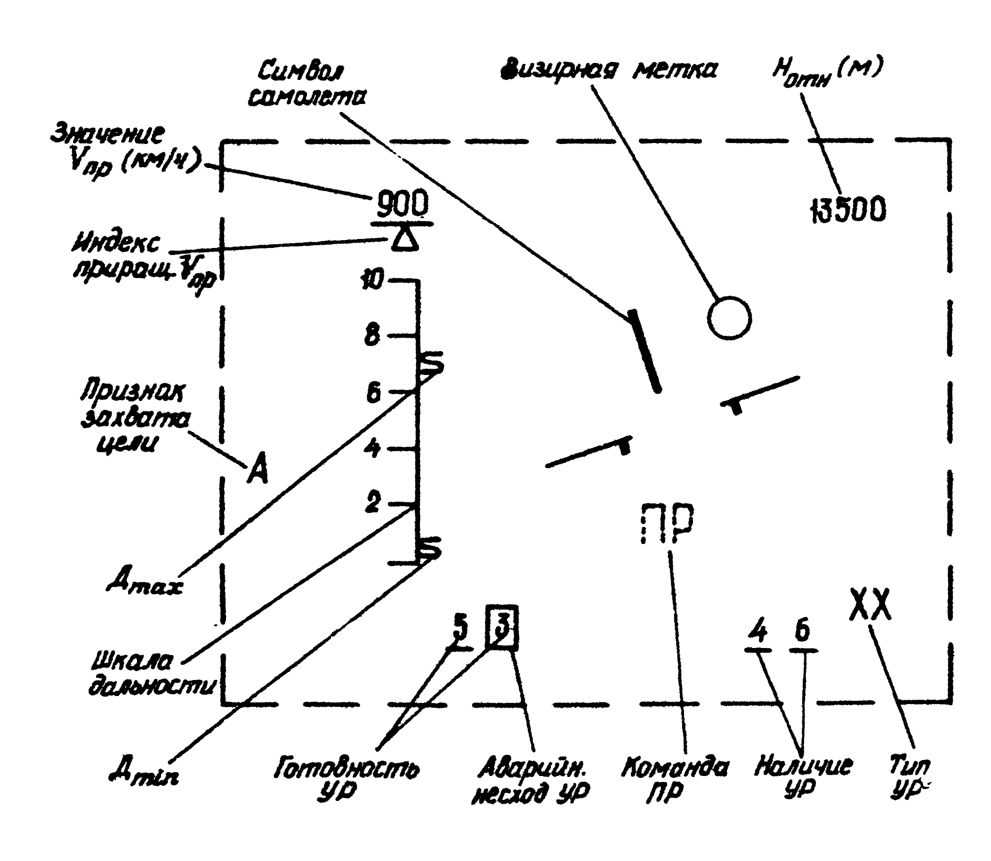
В режиме РЦУ после визуального обнаружения цели летчик выводит самолет в исходное положение для атаки таким образом, чтобы цель находилась в поле зрения ИЛС-31. С помощью кнопки КУ-31 визирная метка ИЛС-31 совмещается с целью и нажимается кнопка МРК-ЗАХВАТ-ПЗ, при этом в ГСН, КОЛС и РЛПК выдается команда РЗ1. При перемещении визирной метки в поле зрения ИЛС-31 сигналы с КУ-31 пересчитываются в БЦВМ в координаты центра визирной метки и используются для формирования углового целеуказания ГСН КОЛС и РЛПК . Индикационная картина на ИЛС-31 в режиме РЦУ представлена на рис.5.32.

После захвата цели ГСН в БЦВМ С-31 решается задача вычисления условий пуска УР визуально-оптическим методом. При отпускании кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ в блок связи с ракетами выдается команда на отключение перенацеливания ГСН всех видов УР. В числе других команд на УР подается команда о полусфере атакуемой цели, вырабатываемая в БЦВМ по вводимой вручную команде с тумблера ППС-ЗПС пульта ПСР-31.

Если до отпускания кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ производится захват цели КОЛС или РЛПК , на экранах СЕИ появляется символ А. При этом в БЦВМ сравниваются углы визирования цели от КОЛС с углами целеуказания от КУ-31 и, при несовпадении этих углов, в КОЛС выдается команда СБРОС. В этом случае целеуказание ГСН до отпускания кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ производится от КУ-31. При отпущенной кнопке МРК-ЗАХВАТ-ПЗ и захвате цели КОЛС или РЛПК целеуказание от КУ-31 прекращается и решается задача пуска УР по информации от КОЛС или РЛПК .

После захвата цели КОЛС, независимо от положения галетного переключателя на пульте ПСР-31, при отсутствии сигнала НО и формировании признака устойчивого захвата цели КОЛС (ЗТП2) комплекс ОЭПрНК переходит в режим АТАКА. При этом на индикаторах СЕИ-31 формируется картинка, показанная на рис.5.33.

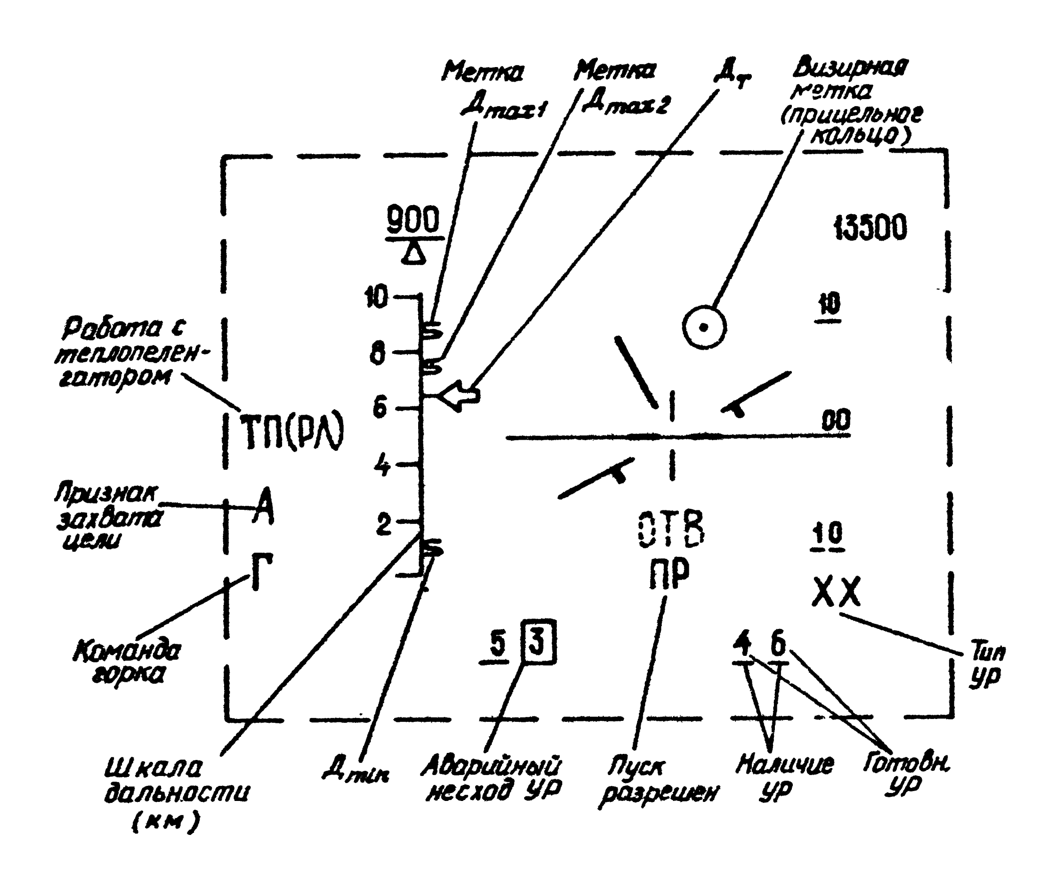
Для пуска УР летчик, управляя самолетом, уменьшает угловое рассогласование между визирной меткой цели и неподвижным перекрестием, добиваясь захвата цели ГСН. При этом на индикаторах СЕИ появляются сигналы готовности УР к пуску. Одновременно в БЦВМ С-31 осуществляется расчет зон пуска в зависимости от условий полета и выбранного типа УР. Зона пуска индицируется на СЕИ в виде горизонтальных отметок $Д_{max2}$, $Д_{max1}$ и $Д_{min}$ на шкале дальности. При условии, что измеренная КОЛС (или ручным способом) дальность до цели не превосходит $Д_{max1,2}$ и не


Символ самолета
Визирная метка
$H_{отн}$ (м)
Значение $V_{пр}$ (км/ч)
900
Индекс приращ. $V_{пр}$
13500
10
8
6
4
2
Признак захвата цели
A
$Д_{max}$
Шкала дальности
ПР
XX
5
3
4
6
$Д_{min}$
Готовность УР
Аварийн. несход УР
Команда ПР
Наличие УР
Тип УР

Р и с. 5.32



м/с



Метка $Д_{max1}$
Метка $Д_{max2}$
$Д_T$
Визирная метка (прицельное кольцо)
900
Δ
13500
10
8
6
4
2
10
00
10
Работа с теплопеленгатором
ТП(РЛ)
Признак захвата цели
А
Г
Команда горка
ОТВ
ПР
XX
Тип УР
5
3
4
6
Шкала дальности (км)
$Д_{min}$
Аварийный несход УР
Пуск разрешен
Наличие УР
Готовн. УР


Рис. 5.33.



н/с

менее $Д_{min}$, из БЦВМ выдается сигнал $Д_р$, по которому в СУО формируется и отображается на СЕИ сигнал ПР (ПУСК РАЗРЕШЕН). Для пуска УР нажимается кнопка БК, сход УР контролируется по погасанию метки (меток) наличия УР. При невыполнении условий пуска, а также после пуска УР на индикаторах СЕИ формируется сигнал ОТВ. (ОТВОРОТ), по которому летчик выполняет выход из атаки (визирная метка смещается в верхнюю часть экрана в сторону, противоположную направлению маневра цели). Сброс автосопровождения цели КОЛС осуществляется автоматически при достижении граничных значений углов автосопровождения или путем нажатия кнопки ЗАПРОС-СБРОС.

В случае отсутствия измеренной дальности от КОЛС (индексы текущей дальности и $Д_{max}$, не индицируются) в РЛПК выдается команда КВО на переход в режим квазиобзора и целеуказание на сопровождаемую цель от КОЛС. Индикационная картинка СЕИ в режиме квазиобзора показана на рис.5.34. При повторном нажатии на кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ по команде ЗАЦ из БЦВМ РЛПК переходит в режим непрерывной пеленгации и управление СЕИ осуществляется от РЛПК.

Методы управления самолетом в процессе атаки зависят от вида выбранного оружия, состояния приборного информационного обеспечения (наличие информации о дальности до цели) и условий выполнения атаки.

При применении управляемых ракет средней дальности (РСД) Р-27Р1 в комплексе ОЭПрНК используется комбинированный метод бортового наведения. Комбинированный метод предусматривает применение при атаках в ППС метода "прямое сближение" (ПС) с целью с плавным переходом на метод "кривая атаки" (КА) на дальностях внутри зоны разрешенных пусков (ЗРП) и при выходе в процессе атаки из ППС в район боковых ракурсов цели. При атаках на курсовых углах порядка 90° и в ЗПС наведение осуществляется по методу КА. Метод ПС при гипотезе о прямолинейном и равномерном движении цели предполагает прямолинейный полет самолета с уменьшением начального пеленга цели до нуля на дальности $Д_п$, которая является параметром метода. Величина $Д_п$ определяется размерами зон углового сопровождения цели РЛПК (КОЛС), ограничениями углового целеуказания ГСН, условиями входа и времени пребывания в ЗРП. "Кривая атаки" - метод бортового наведения, при котором вектор скорости самолета непрерывно проходит через мгновенную точку встречи ракеты с целью.

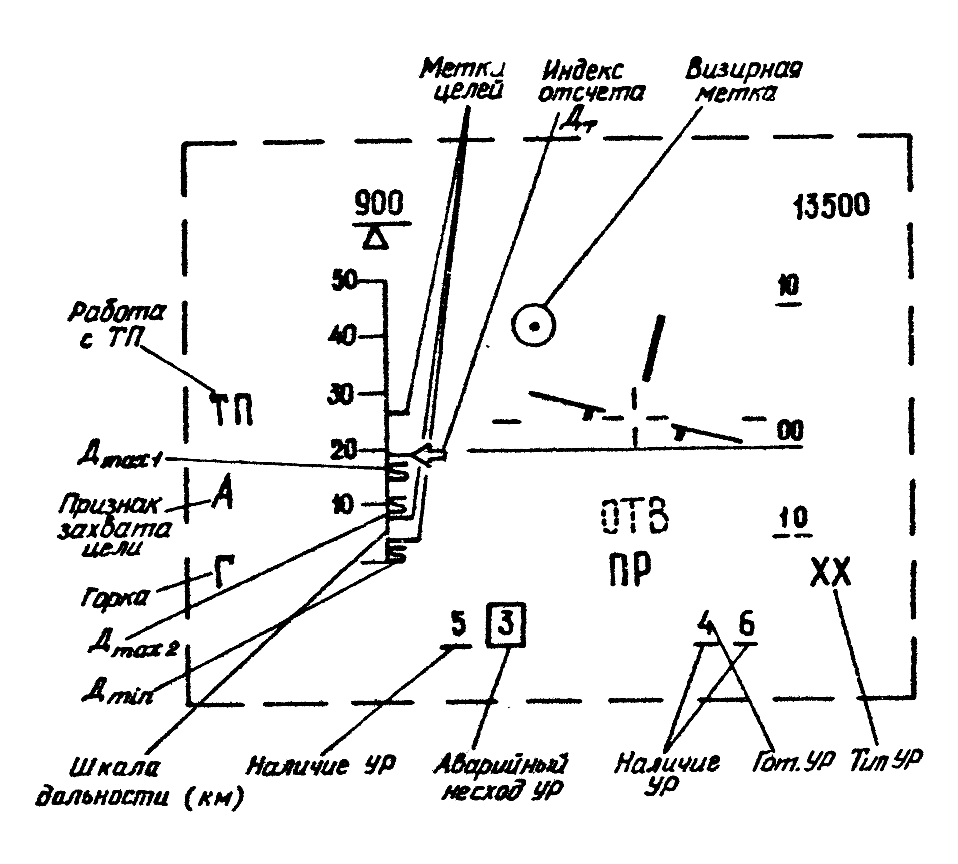

Метки целей
Индекс отсчета $Д_т$
Визирная метка
900
13500
50
40
30
20
10
10
00
10
Работа с ТП
ТП
$Д_{max1}$
Признак захвата цели
А
Горка
Г
$Д_{max2}$
$Д_{min}$
ОТВ
ПР
XX
5
3
4
6
Шкала дальности (км)
Наличие УР
Аварийный несход УР
Наличие УР
Гот. УР
Тип УР

Рис. 5.34.



м/с

При применении управляемых ракет малой дальности (РМД) Р-60МК, Р-73Э используется метод бортового наведения "кривая погони" (КП), при котором вектор скорости самолета непрерывно направлен на цель. В перспективе предполагается реализовать метод КП с оптимальным отставанием, при котором вектор скорости самолета $V_и$ должен быть направлен по касательной к окружности радиуса ( $V_и V_ц$ )/( $n_ц g$ ), концентричной с заданной в плоскости атаки окружностью разворота цели ( эта окружность определяется значениями перегрузки $n_ц$ и скорости $V_ц$ цели).

При полном приборном обеспечении (ППО) и применении РСД после команды А (АТАКА) до команды Г (ГОРКА) и при отсутствии признака МВ (МАЛАЯ ВЫСОТА) управление самолетом в боковом канале производится в соответствии с комбинированным методом наведения, в продольном канале стабилизируется заданное превышение (принижение) истребителя относительно цели. В режиме МВ (при $H \leq 1500$ м и ( $\vartheta + \varphi_B$ ) $< 1,5^0$) в продольном канале стабилизируется минимальная высота полета $H_{min}$. При отсутствии признака МВ и выполнении одного из условий $Д \leq Д_{max1} - k_2 \dot{Д}$ или $|\varphi_B| \leq \varphi_0$ реализуется режим ПРИЦЕЛЬНАЯ ГОРКА, при котором управление в обоих каналах осуществляется в соответствии с комбинированным методом наведения. При отсутствии ППО или при применении РМД управление истребителем в боковом и продольном каналах при атаках в ППС и ЗПС производится по методу КП.

Границы ЗРП рассчитываются в предположении, что цель совершает маневр одного из следующих типов:

- уклонение от атаки;
- атака;
- прямолинейный полет.

Уклоняясь от атаки, цель отворачивает до совмещения вектора скорости с линией дальности. Атакуя, цель разворачивается в сторону истребителя также до совмещения вектора скорости с линией дальности и далее движется по кривой погони. Предполагается, что разворот в обоих случаях осуществляется с перегрузкой, соответствующей максимально возможной установившейся угловой скорости разворота самолета противника. Прямолинейный полет совершает цель, не имеющая информации о том, что ее атакуют.

При наличии ППО в БЦВМ С-31 вычисляются два значения максимальной разрешенной дальности пуска $Д_{max1}$, $Д_{max2}$ и значение минимальной разрешенной дальности $Д_{min}$. Для РСД величина

$Д_{max1}$ находится из условия перехвата неманеврирующей цели ($n_ц = 0$); при этом для дуэльных ситуаций обеспечивается поражение атакующей цели, маневрирующей на истребитель. Значение $Д_{max2}$ определяется из условия обеспечения поражения цели, маневрирующей наихудшим с точки зрения применения УР образом. Считается, что после пуска цель маневрирует на уклонение с постоянной перегрузкой до момента совмещения вектора собственной скорости с положением вектора дальности, соответствующим моменту пуска УР. Величина $Д_{min}$ для РСД определяется при условии отсутствия маневра цели. Для РМД значение $Д_{max2}$ определяется аналогично случаю применения РСД, а величина $Д_{max1}$ определяется из соотношения

$$Д_{max1} = max\left\{Д_{max}(n_ц=0),\ Д_{упр}\right\},$$

где $Д_{max}(n_ц=0)$ рассчитывается аналогично РСД, а $Д_{упр}$ - дальность, обеспечивающая упреждающее поражение атакующей с перегрузкой установившегося виража цели. Величина $Д_{min}$ для РМД также определяется в расчете на то, что цель атакует с перегрузкой установившегося виража (самолет типа $F$-15).

Таким образом, в зависимости от конкретной ситуации возможны различные варианты пуска УР. Например, если истребитель атакует цель в ЗПС и летчик или визуально наблюдает, что она не атакует, или судит об этом по состоянию меток дальности, он может не производить пуск УР при условии $Д_{max1} > Д > Д_{max2}$, а стараться сблизиться с целью до выхода в гарантированную зону поражения $Д < Д_{max2}$ и провести высокоэффективную атаку. При атаке в ППС целесообразно применять последовательный пуск двух УР - первой с дальности $Д_{max1}$, второй с дальности $Д_{max2}$. Пуск первой УР оказывает "дисциплинирующее" влияние на поведение цели и обеспечивает с заданной вероятностью поражение неманеврирующей, а также атакующей цели. Пуск второй УР обеспечивает с заданной вероятностью гарантированное поражение цели, в том числе и уклоняющейся от атаки.

Схема применения УР по воздушной цели при ППО и атаке в ЗПС показана на рис.5.35. При отсутствии ППО рассчитываются только значения $Д_{max}$ и $Д_{min}$ (см.режимы ШЛЕМ и РЦУ).

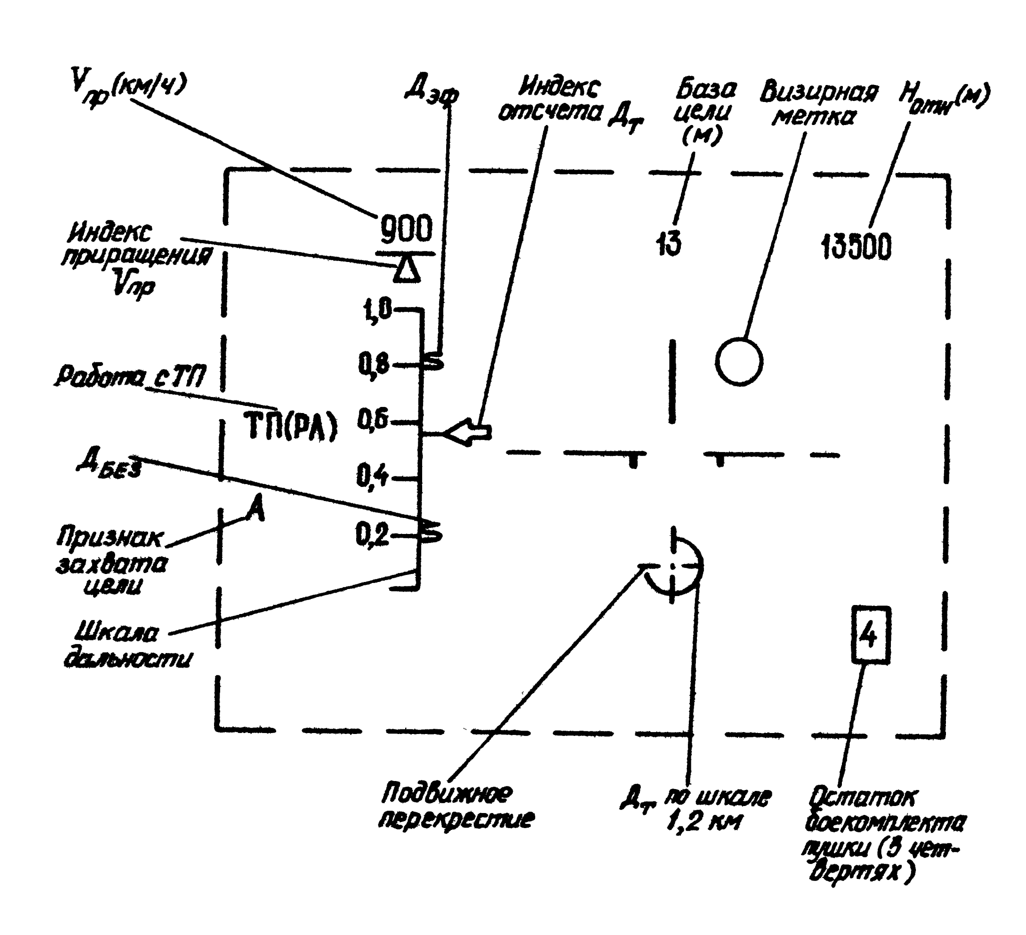
Применение пушки в ближнем маневренном бою по воздушной цели обеспечивается комплексом ОЭПрНК в двух режимах: НЕСИНХ-

РОННАЯ СТРЕЛЬБА (при наличии информации о параметрах движения цели, поступающей в БЦВМ от КОЛС или РЛПК ) и ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА (при отсутствии захвата цели КОЛС или РЛПК ). Задачи стрельбы из пушки указанными методами решаются в БЦВМ при наличии признака НО (гашетка НО переведена в рабочее положение), при этом переключатель РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-31 может находиться в любом из положений. Если только переключатель РЕЖИМЫ СУВ находится в положении ОПТ, то необходимо переключатель ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ на ПУ-47 подставить в положение ВОЗДУХ.

Применение пушки в режиме НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА с индикацией прицельной информации на экране ИЛС-31 обеспечивается в любое время суток и при любых метеоусловиях.

При атаке воздушной цели в дневное время суток и в простых метеоусловиях (по визуально наблюдаемой цели) на экранах СЕИ индицируются визирная метка цели и подвижное перекрестье (рис. 5.36). Визирная метка отражает реальные углы визирования цели КОЛС или РЛПК , подвижное перекрестье формируется с учетом составляющих суммарной угловой поправки стрельбы в плоскостях симметрии и плана самолета. Для ведения стрельбы из пушки летчик, управляя самолетом, совмещает визирную метку цели с подвижным перекрестьем и в зоне эффективной дальности стрельбы ($Д \leqslant Д_{эф}$) открывает огонь нажатием гашетки и прекращает огонь на дальности $Д_{без}$, безопасной для самолета. Метки $Д_{без}$ и $Д_{эф}$ индицируются на шкале дальности индикаторов СЕИ . При дальности до цели $Д \leqslant$ 1200 м на СЕИ индицируется шкала-указатель текущей дальности, обрамляющая подвижное перекрестье.

При отсутствии видимости цели (в сложных метеоусловиях или ночью) в комплексе ОЭПрНК реализуется режим несинхронной стрельбы из пушки с прицеливанием "нуль-методом". Включение этого режима производится выдачей в БЦВМ признака при помощи нажатия кнопки КУ-31. При этом на экранах СЕИ индицируются метки грубого и точного прицеливания (кольцо и точка), метка текущей дальности до цели, неподвижное перекрестье и метка текущей дальности в диапазоне 800 - 200 м на киле символа самолета (рис.5.37). Для ведения стрельбы летчик, управляя самолетом, совмещает метку грубого прицеливания (кольцо) с неподвижным перекрестьем и, добиваясь обнуления ошибок прицеливания, выводит метку точного прицеливания (точку) в центр неподвижного перекрестья. При достижении эффективной дальности до цели (появления отметки дальности на киле символа самолета) открывается огонь.



$V_{пр}$(км/ч)
$Д_{эф}$
Индекс отсчета $Д_Т$
База цели (м)
Визирная метка
$H_{отн}$(м)
900
13
13500
Индекс приращения $V_{пр}$
1,0
0,8
0,6
0,4
0,2
Работа с ТП
ТП(РЛ)
$Д_{БЕЗ}$
А
Признак захвата цели
Шкала дальности
4
Подвижное перекрестие
$Д_Т$ по шкале 1,2 км
Остаток боекомплекта пушки (в четвертях)


Р и с. 5.36



н/с

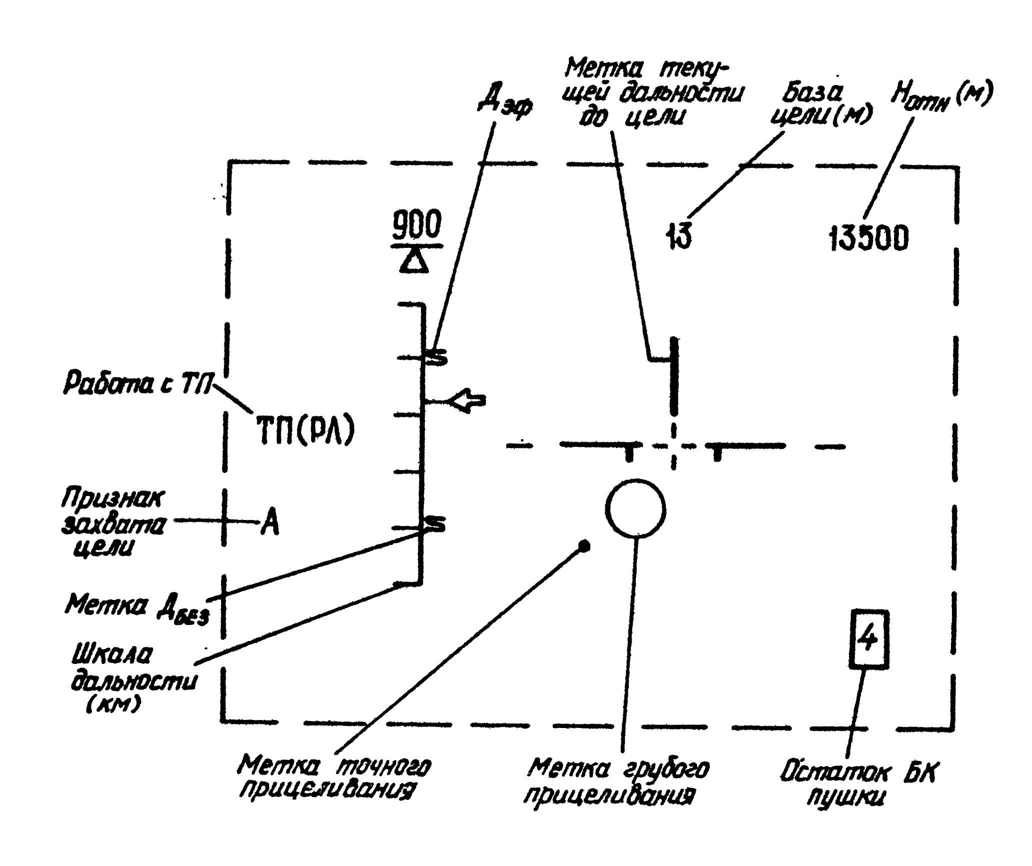

Метка текущей дальности до цели
$Д_{эф}$
База цели (м)
$H_{отн}$ (м)
900
13
13500
Работа с ТП
ТП(РЛ)
Признак захвата цели
А
Метка $Д_{БЕЗ}$
Шкала дальности (км)
4
Метка точного прицеливания
Метка грубого прицеливания
Остаток БК пушки

Рис. 5.37.



н/с

Кроме сложных метеоусловий, прицеливание "нуль-методом" применяется в простых метеоусловиях и в дневное время суток, если характер воздушного боя отличается высокой маневренностью в условиях больших перегрузок (до 9 единиц), когда подвижное перекрестье из нижней части экрана ИЛС-31 уходит из поля зрения. В этом случае летчик пилотированием самолета перемещает метку цели в нижнюю часть экрана ИЛС-31 и кратковременно нажимает кнопку КУ-31. Дальнейшее прицеливание и ведение стрельбы осуществляются в режиме НУЛЬ-МЕТОД'.

При откидывании гашетки НО в рабочее положение и отсутствии информации о параметрах движения цели (углов визирования, угловой скорости линии визирования и текущей дальности до цели), измеряемых КОЛС или РЛПК , комплекс ОЭПрНК обеспечивает применение пушки в режиме ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА (ПД). На экране ИЛС-31 в этом режиме индицируется прицельная информация в виде области, ограниченной справа и слева двумя кривыми (рис.5.38). Условная средняя линия области, ограниченной кривыми, характеризуется геометрическим местом точек центров прицельной метки в диапазоне дальностей стрельбы от 700 до 200 м. Для обеспечения стрельбы методом ПД в БЦВМ вводится размер цели (длина размаха крыльев) ручкой БАЗА на пульте ПСР-31 после визуального обнаружения и установления типа цели или по заранее известным данным о цели. Размер базы в метрах индицируется на экранах СЕИ . Для ведения прицельной стрельбы летчик сближается с целью на дальность менее 800 м, определяя необходимую дальность путем сравнения видимого размера цели с линейным расстоянием между линиями "дорожки" по экрану, заводит цель в область прицеливания и при точном обрамлении концов крыльев цели внутренними линиями прицельных кривых открывает огонь.

При работе комплекса в режиме НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА ПО ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ и исчезновении хотя бы одного из параметров, измеряемых КОЛС или РЛПК , комплекс автоматически переходит в режим стрельбы из пушки методом ПД.

В режимах применения неуправляемого оружия по наземным целям комплекс ОЭПрНК обеспечивает решение задач боевого применения пушки (НО), неуправляемых ракет (НР) и авиационных бомб (АБ) методами "несинхронное прицеливание" (НП) и "предварительная засечка" (ПЗ).

Метод НП основан на вычислении прицельных данных (угловых координат прицельной метки или определения параметра СБРОС АБ методом обнуления разности текущих линейных координат самолета относительно цели и баллистического относа АБ) в условиях безветрия. Этот метод рекомендуется применять при работе по крупноразмерным и площадным неподвижным целям. При работе по малоразмерным подвижным и неподвижным целям рекомендуется применять метод ПЗ, обеспечивающий в процессе прицеливания автоматический учет постоянных составляющих вектора ветра и скорости цели.

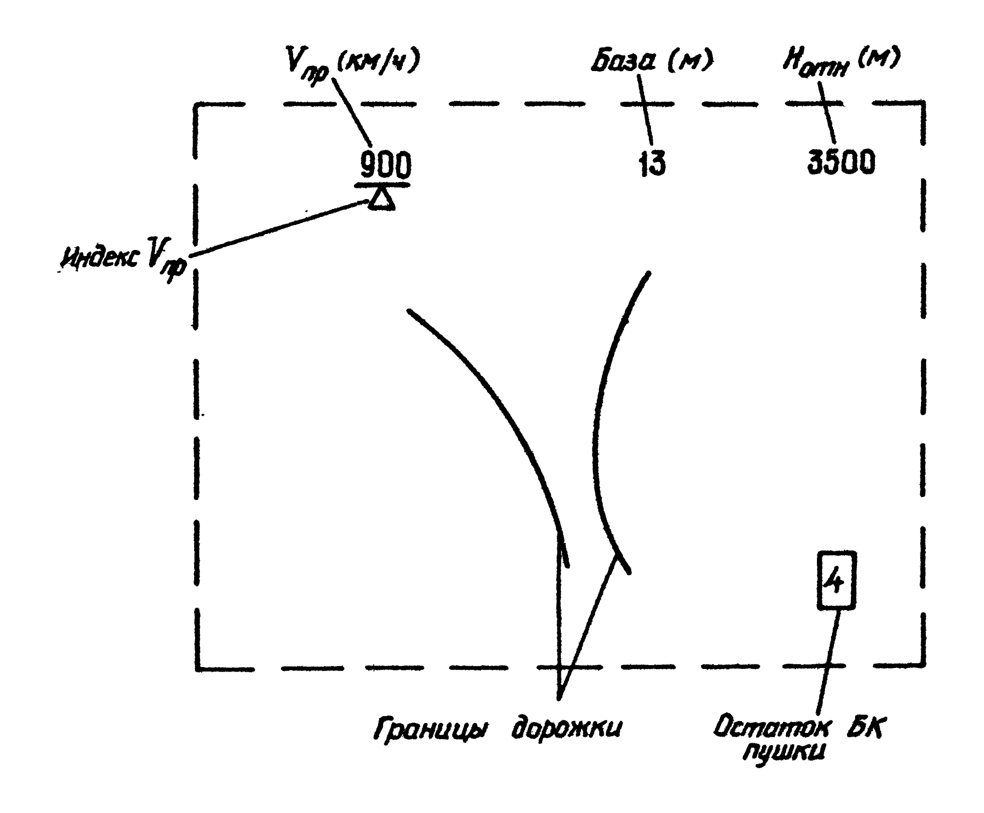



Рис. 5.38.

Режим боевого применения НО и НР по наземным целям обеспечивается при установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ в положение ОПТ., переключателя ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ в положение ЗЕМЛЯ и гашетки стрельбы в рабочее положение (для НО) или при наличии признака НР на

подвесках из СУО . Стрельба из пушки и пуск НР по наземным целям выполняются с пикирования в диапазоне разрешенных дальностей, вычисляемых на экране ИЛС-31. После ввода самолета в пикирование БЦВМ автоматически выдает в КОЛС команду на включение излучателя ЛД и одновременно на экране ИЛС-31 высвечивается символ А (АТАКА). Независимо от типа применяемого оружия (НО или НР) в поле зрения ИЛС-31 индицируется прицельная метка (кольцо с центральной точкой и линия огня), характерная для режима НП (рис.5.39). Летчик пилотированием самолета на траектории пикирования добивается, чтобы цель в процессе прицеливания перемещалась вдоль линии огня по направлению к кольцу прицельной метки. При совпадении цели с центральной точкой кольца прицельной метки открывается огонь из пушки (производится пуск НР) путем нажатия гашетки НО (кнопки БК). Учет влияния ветра на снос снаряда НО (НР) за время его полета до цели учитывается глазомерно путем выноса точки прицеливания (центральной точки ПМ) в наветренную сторону относительно цели.

При стрельбе из пушки (пуск НР) в режиме ПЗ летчик на траектории пикирования нажимает кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ. При нажатии этой кнопки происходит гашение прицельной метки режима НП (кольцо с точкой и линией огня) и в окрестности конца линии огня высвечивается метка привязки (кольцо меньшего диаметра с точкой), которая остается неподвижной на время удержания кнопки в нажатом положении (рис.5.40). Пилотированием самолета летчик совмещает центральную точку метки привязки с центром цели (подвижной или неподвижной) и отпускает кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ. В момент отпускания кнопки производится привязка к цели (в БЦВМ вычисляются координаты самолета относительно цели для этого момента времени). При этом метка привязки на экране ИЛС-31 заменяется на прицельную метку, резко перемещается в нижнюю часть экрана, и после окончания переходных процессов (примерно через 1 с) начинается плавная отработка метки в функции текущих условий полета самолета на траектории пикирования. При повторном совмещении прицельной метки с целью (не более чем через 10 с после засечки) выполняется стрельба из пушки или пуск НР. Кроме прицельной информации, на экране ИЛС-31 индицируются диапазон разрешенных дальностей стрельбы, тип применяемого оружия, его наличие на подвесках и остаток боекомплекта пушки.

Применение АБ осуществляется с горизонтального полета (ГП), с пикирования (ПК), на выводе из пикирования (ВП) и с кабрирования.

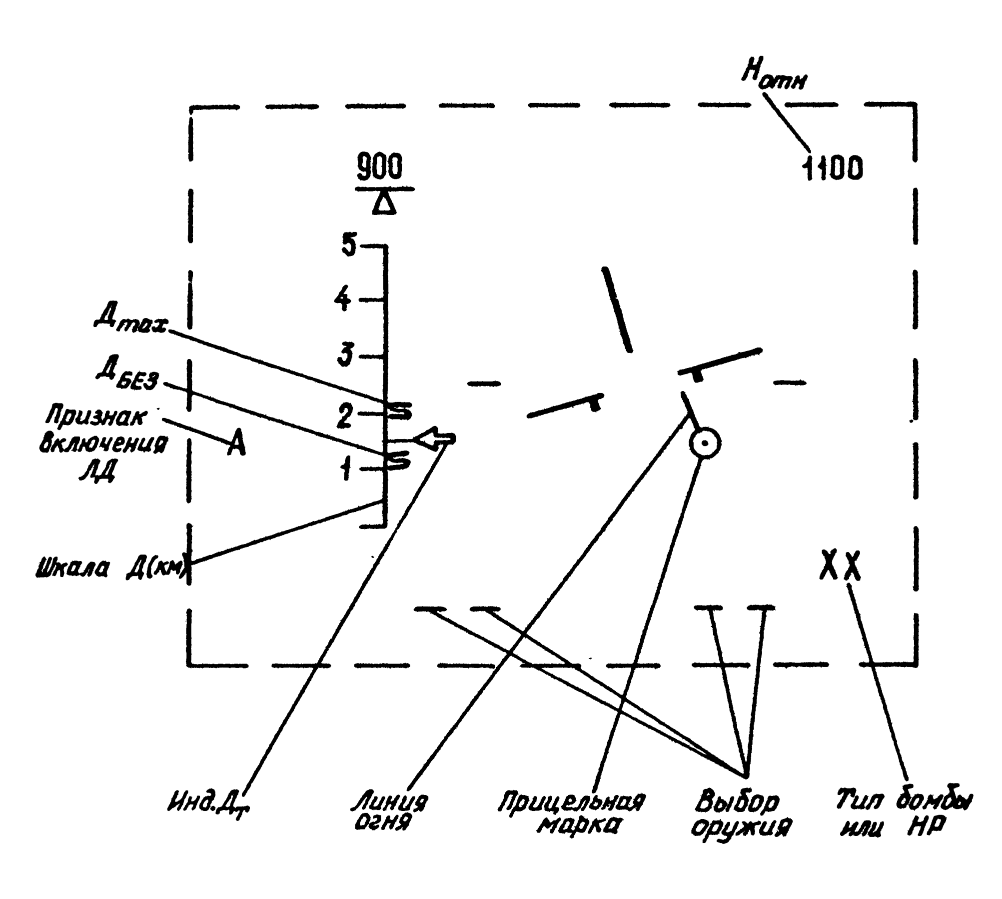
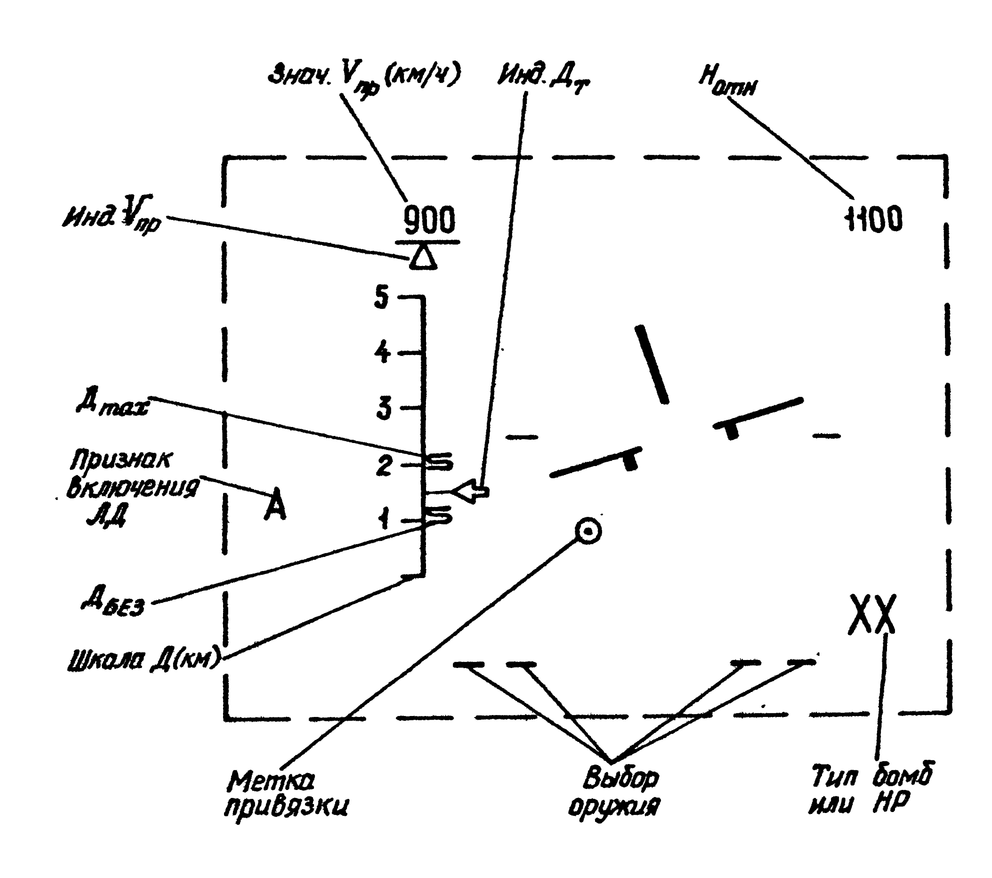

Н отн
900
1100
5
4
3
2
1
Д max
Д БЕЗ
Признак включения ЛД
A
Шкала Д(км)
XX
Инд.Д т
Линия огня
Прицельная марка
Выбор оружия
Тип бомбы или НР

Рис. 5.39.


Знач. $V_{пр}$ (км/ч)
Инд. $Д_т$
$Н_{отн}$
Инд. $V_{пр}$
900
1100
5
4
3
2
1
$Д_{max}$
Признак включения ЛД
А
$Д_{БЕЗ}$
Шкала Д(км)
XX
Метка привязки
Выбор оружия
Тип бомб или НР

Р и с. 5.40.



н/с

При бомбометании с ГП комплекс ОЭПрНК обеспечивает применение свободнопадающих и тормозных АБ с выполнением прицеливания непосредственно по цели. Применение бомбометания с ГП рекомендуется по крупноразмерным, площадным или протяженным целям с малых и предельно малых высот методом НП. Бомбометание с ГП обеспечивается при установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ в положение ОПТ. и при наличии признака АБ, поступающего из СУО и индицируемого на экране ИЛС-3I. После обнаружения цели ( на боевом курсе ) летчик кратковременно нажимает кнопку КУ-3I, в результате чего в БЦВМ формируется команда на включение излучателя ЛД и на экране ИЛС-3I высвечивается признак атаки (рис. 5.39). Пилотированием самолета летчик перемещает цель по линии огня (линии разрывов) в направлении кольца с центральной точкой и при их совмещении нажимает кнопку БК.

При нажатии кнопки БК возможны два варианта отделения АБ от самолета: по команде от БК и по вырабатываемому в БЦВМ сигналу на автоматический сброс АБ. Если угол отработки прицельной метки не превосходит максимального значения угла визирования закабинного пространства в плоскости симметрии самолета, ограниченного обводом носовой части фюзеляжа, то по нажатию кнопки БК в замки бомбодержателей подается сигнал на сброс АБ. Если расчетное значение угла отработки прицельной метки по условиям обзора окажется больше максимально допустимого значения, то прицельная метка "застывает" на краю поля обзора ИЛС-3I. По нажатию БК в БЦВМ вычисляются координаты самолета относительно цели и время, оставшееся до сброса АБ, которое индицируется на экране ИЛС-3I вместо шкалы дальности (рис.5.4I). В течение этого времени летчик пилотированием самолета совмещает конец вектора текущей перегрузки на киле самолета с центром метки заданной перегрузки (кольцо с точкой). Для сброса АБ в этом случае БК удерживается в нажатом положении до тех пор, пока текущие координаты самолета относительно цели не станут равными составляющим баллистического относа АБ. В БЦВМ формируется сигнал автоматического сброса, поступающий на замки бомбодержателей. Отделение АБ контролируется по погасанию на экранах СЕИ меток наличия АБ.

Положение органов управления ОЭПрНК и порядок работы при бомбометании с ПК и ВП аналогичны бомбометанию с ГП. Отличие состоит в том, что при бомбометании с ПК и ВП из БЦВМ

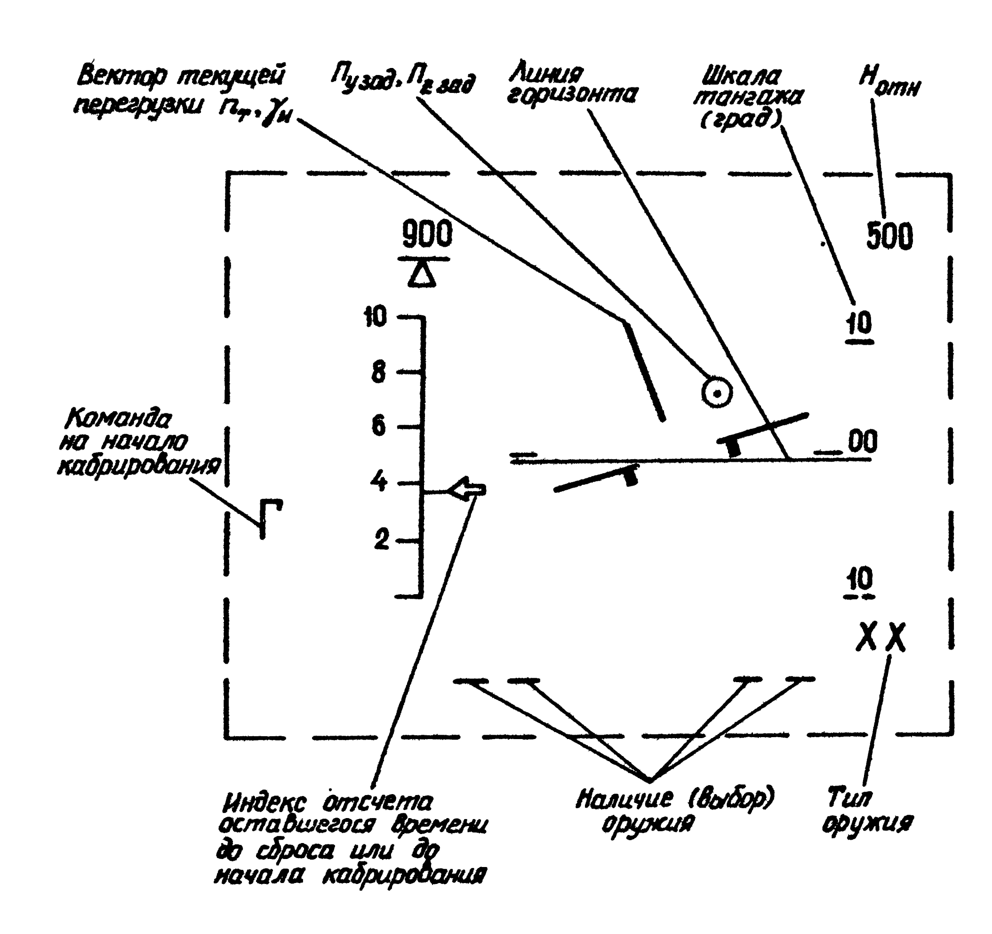

Вектор текущей перегрузки $n_т$, $\gamma_и$
$n_{y\,зад}$, $n_{z\,зад}$
Линия горизонта
Шкала тангажа (град)
$H_{отн}$
900
500
10
8
6
4
2
10
00
10
XX
Команда на начало кабрирования
Индекс отсчета оставшегося времени до сброса или до начала кабрирования
Наличие (выбор) оружия
Тип оружия

Рис. 5.41.



н/с

автоматически выдается команда на включение излучения ЛД. При этом могут использоваться методы НП и ПЗ, однако лучшие результаты позволяет получить метод ПЗ. Возможность применения бомбометания с ПК или ВП зависит от условий полета самолета на траектории пикирования (углов тангажа, высот и скоростей полета). Эти условия оказывают также влияние на величину отработки прицельной метки в плоскости симметрии самолета.

На малых углах тангажа и значительных высотах полета (пологое пикирование) угол отработки прицельной метки может превосходить максимально допустимое по условиям обзора значение. В этом случае комплекс обеспечивает решение задачи бомбометания на выходе из пикирования. При нажатой кнопке БК в поле зрения СЕИ , как и при бомбометании с ГП в невидимой зоне, вместо шкалы дальности индицируется шкала времени, оставшегося до сброса АБ, и вместо прицельной метки - метка расчетной (кольцо с точкой) и вектор текущей (тонкая линия вдоль изображения киля) перегрузок.

Работа комплекса при бомбометании с пикирования при прицеливании методами НП и ПЗ аналогична его работе при стрельбе из пушки и пуске НР.

В режимах бомбометания, стрельбы и пуска НР методом ПЗ при грубой привязке к цели (при отпускании кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ) или для перенацеливания летчик может выполнить "перепривязку". Для этого вторично нажимается кнопка МРК-ЗАХВАТ-ПЗ и удерживается в нажатом положении до выполнения вторичного наложения метки привязки к ранее выбранной или новой цели. После отпускания кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ производится повторная привязка к цели и дальнейший порядок работы сохраняется.

Бомбометание с кабрирования обеспечивается при установке переключателя РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-31 в положение КАБР., переключателя ТОРМОЗ-БЕЗ ТОРМ. на пульте ПУ-47 в положение БЕЗ ТОРМ. и переключателя ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ в положение, соответствующее выбранному способу подрыва бомбы. На боевом курсе в режиме горизонтального полета после обнаружения цели кратковременно нажимается кнопка КУ-31, в результате чего в БЦВМ формируется команда на включение излучения ЛД и на экранах СЕИ индицируется прицельная информация и символ А (рис.5.39). Пилотированием самолета летчик перемещает цель по линии разрывов в направлении прицельной метки с центральной точкой и при их совмещении кратковременно нажимает кнопку БК. При этом фиксируются координаты

самолета относительно цели и формируется команда на ввод самолета в кабрирование (индикация команды Г) и переход в режим директорного управления самолетом (рис.5.17). По команде Г летчик переводит самолет в режим кабрирования, нажимает кнопку БК и удерживает ее до сброса АБ, управляя самолетом так, чтобы совместить конец вектора текущей перегрузки с центром метки заданной перегрузки. Отделение АБ фиксируется по погасанию метки наличия АБ на экране ИЛС-31. Так как при бомбометании с кабрирования применяется метод НП, то учет влияния ветра на снос АБ производится глазомерным способом.

На случай выхода из строя аппаратуры комплекса (в частности, выхода из строя электроники СЕИ ) предусмотрен режим "$\varphi_0$", при котором используется неподвижная прицельная сетка, высвечиваемая в поле зрения ИЛС-31 (рис.5.42). Включение прицельной сетки осуществляется переключателем ДЕНЬ-НОЧЬ-СЕТКА на ИЛС-31. В этом

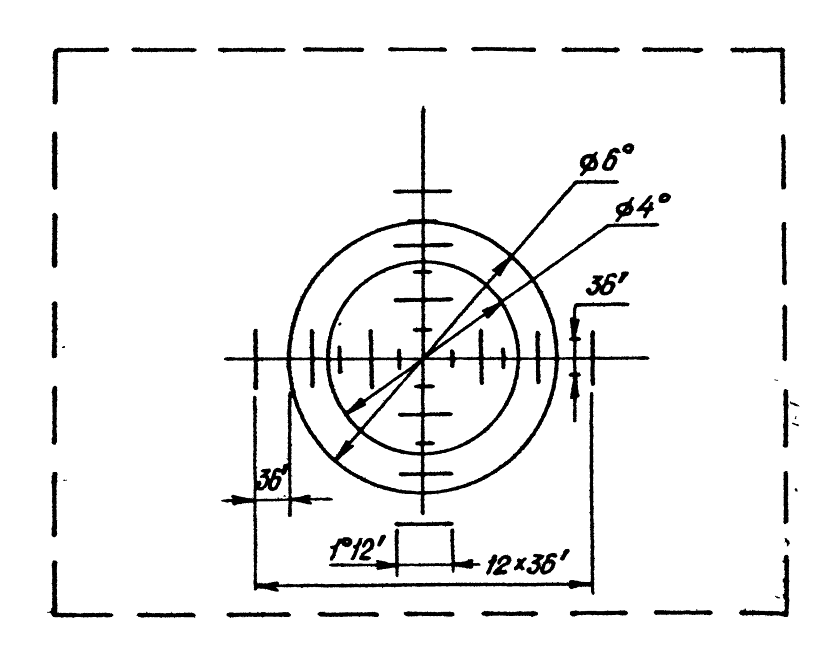



Рис. 5.42

режиме работы по визуально наблюдаемым целям можно применять все виды оружия: УР и НО - по воздушным целям; НО, НР и АБ - по наземным целям. Задачи прицеливания и применения оружия решаются самим летчиком. Например, при применении УР признак режима



мб 2016

" $\varphi_0$ " выдается установкой переключателя РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-3I в положение $\varphi_0$. С пульта ПУР-3I переключателем ППС-ЗПС вводится информация о полусфере цели. Включается подсвечиваемая сетка на ИЛС-3I, и по команде $\varphi_0$ от ПСР-3I ГСН выставляются по продольной оси самолета без получения целеуказания. На пульте ПСР-3I автоматически включается подсвет кнопки-лампы ПОДГ.РУЧН., и летчик осуществляет наведение управлением самолетом. В момент захвата цели ГСН появляется звуковой сигнал в шлемофоне, а лампы ИП-3I начинают мигать.

Совместная работа ОЭПрНК с РЛПК при применении УР обеспечивается установкой переключателя $\frac{\text{ВЗМД}}{\text{ТОРМОЗ}}$-БЕЗ ТОРМ. на ПУ-47 в положение $\frac{\text{ВЗМД}}{\text{ТОРМОЗ}}$ при наличии признака исправности РЛПК . При одинаковом информационном обеспечении от КОЛС и РЛПК ведущей информационной системой является система, начавшая первой сопровождать цель. Другая система работает в режиме информационной "поддержки". На экранах СЕИ индицируется символ ведущей информационной системы (ТП или РЛ). При снижении уровня информационного обеспечения ведущей системы ею становится система, работающая в режиме информационной "поддержки". Например, при сопровождении цели КОЛС возможны выходы цели из зоны автоматического сопровождения. В этом случае ведущей информационной системой становится РЛПК .

Ведущей информационной системой при стрельбе из пушки методом НП при одновременном сопровождении цели по угловым координатам и дальности КОЛС и РЛПК является КОЛС, так как при этом обеспечивается более высокая точность измерений. Если в процессе автосопровождения цели и измерения дальности КОЛС снимается признак ППЮ, то обеспечивается автоматический переход на решение задачи стрельбы из пушки методом НП по информации от РЛПК . При снятии признака ППЮ и от РЛПК (например, при действии помех), обеспечивается автоматический переход в режим ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА.

## 5.7. Алгоритмы обработки информации в БЦВМ С-3I

### 5.7.I. Общая характеристика порежимных пакетов алгоритмов

Рассмотренные в параграфе 5.6 режимы работы ОЭПрНК обеспечиваются за счет использования в БЦВМ С-3I большого набора

алгоритмов и подпрограмм, предназначенных для решения разнообразных задач. При этом многие алгоритмы и подпрограммы могут использоваться в различных режимах работы ОЭПрНК. Логика выбора режимов работы комплекса, состав и частота обращения к конкретным алгоритмам определяются программой функционального диспетчера, которая описывается в п.2.3.5.

С учетом этих замечаний весь набор алгоритмов и подпрограмм может быть условно разделен на следующие пакеты:

- алгоритмы обработки информации;
- служебные алгоритмы КОЛС;
- алгоритмы, обеспечивающие применение УР;
- алгоритмы, обеспечивающие применение пушки;
- алгоритмы, обеспечивающие применение НР и АБ;
- алгоритмы формирования признаков оружия и целеуказания;
- алгоритмы контроля;
- алгоритмы ввода - вывода и индикации информации.

К алгоритмам и подпрограммам обработки информации относятся: АОИТ (определение параметров движения воздушной цели по сигналам КОЛС); подпрограмма ограничения векторов скорости и ускорения цели; ЭКСТРАПОЛЯТОР (вычисление экстраполированных значений составляющих скорости цели и дальности); ПОДТВЕРЖДЕНИЕ (проверка соответствия координат линии визирования от КОЛС угловым координатам целеуказания от НСЦ); $A_{\alpha,\beta}$ (вычисление углов атаки и скольжения без использования результатов измерений флюгерных датчиков); АДЦ (расчет дополнительных данных о цели - высота полета, тип цели, полусфера и т.д.); подпрограмма $\Delta H$ (расчет превышения цели); АДН$_з$ (определение высоты и дальности до поверхности земли); $A^{T}$ (вычисление проекций скорости самолета и угловой скорости линии визирования по информации от КОЛС); $A^{P}$ (вычисление проекций скорости самолета и угловой скорости линии визирования по информации от РЛПК ); ФИЛЬТР (фильтрация проекций скорости цели); АОИР$_{УР}$ (обработка информации от РЛПК при непрерывном сопровождении цели в стабилизированной по крену лучевой системе координат); АОИР$_{НС}$(обработка информации от РЛПК при непрерывном сопровождении цели в нестабилизированной по крену системе координат); АДД (вычисление дальности до цели при отсутствии ее измерений от РЛПК и КОЛС); АОИКВО (обработка информации при работе РЛПК в режиме обзора); ЭКРУ (экстраполяция дальности от Э502-20-04 ); АУР (пересчет угловой информации от

РЛПК для КОЛС); АУКР (пересчет угловой информации от КОЛС для РЛПК ); АУСР (пересчет угловых скоростей от РЛПК для КОЛС).

Служебные алгоритмы КОЛС включают: АКI (первичная обработка информации от КОЛС); АК2 (помехозащита КОЛС и переключение режимов ЛД); АУК (управление обзором); АЛД (обработка информации от ЛД); АКТБ (управление КОЛС в режиме ББ); АПКР (управление КОЛС при целеуказании от РЛПК ); АОК (отключение излучения ЛД); ВЗМД (взаимодействие ОЭПрНК и РЛПК ).

При применении УР используются также следующие алгоритмы: АОТВ, РКРСД (формирование разовых команд управления); АРСД (применение РСД); СТ $\Delta H_{зад}$ (стабилизация заданной высоты); МВ (формирование признака малой высоты полета); $СТН_{min}$ (стабилизация минимальной высоты полета); УСРСД, УСРМД (формирование сигналов управления для РСД и РМД); ДУ (формирование директорных сигналов управления); АФПС (расчет зон разрешенных пусков при неполной информации); АКРI, АКР2 (формирование предстартовых команд для РСД и РМД); АПУС (пересчет угловых скоростей для УР); АФПI, АФП2 (расчет зон разрешенных пусков для РСД и РМД при ППО).

При применении пушки по воздушным и наземным целям используются алгоритмы и подпрограммы: АНС (несинхронная стрельба по воздушной цели при использовании информации от КОЛС); АП (прицеливание по воздушной цели в условиях отсутствия информации о дальности и углах); АБП (вычисление баллистических характеристик для пушки); подпрограмма начала стрельбы; АОП (обработка поправок стрельбы); АЗНО (запрет применения НО); АД (стрельба методом "прогноз-дорожка").

При применении НР и АБ используются также следующие алгоритмы и подпрограммы: АБН (вычисление баллистических характеристик НР); $АПН_3$ (стрельба НР и из пушки по наземным целям); АБ (бомбометание с учетом и без учета ветра); АР (ввод баллистических параметров); АТА (определение относа и времени падения АБ на основе решения системы дифференциальных уравнений движения бомбы).

Для формирования признаков оружия и целеуказания применяются алгоритмы: АПО (формирование признаков оружия); $АЦУ_{нт}$ (целеуказание от НСЦ); $АЦУ_{кт}$ (целеуказание от кнопки КУ-3I); $АЦУ_{тг}$ I (целеуказание ГСН от КОЛС или РЛПК , кнопки КУ-3I или НСЦ);

21. Изд. № 7906



2016

$АЦУ_{ТГ}2$ (формирование массива констант для алгоритма $АЦУ_{ТГ}I$, характеризующих применяемые УР); $АЦУ_{ТГ}3$ (формирование углов для использования в алгоритме $АЦУ_{ТГ}1$ при переходе от связанной системы координат самолета к системам координат УР).

Для контроля комплекса и систем используются алгоритмы: КЗА (обеспечение работы контрольно-записывающей аппаратуры); АФКП (фоторегистрация); ВСК (встроенный системный контроль); ВСК-I3С (контроль КОЛС); КЩ-ЗУ (контроль НСЦ); ПК (полетный контроль); ПВК (стыковочный тест).

Для ввода - вывода и индикации информации применяются подпрограммы (ВХ.I-ВХ.37, ВЫХ.I-ВЫХ.26) и алгоритмы ВВОД (ввод параметров для наземных режимов), АИНСЦ (индикация на НВУ) и АСИ (формирование управляющих слов для СЕИ ).

Большинство указанных алгоритмов реализует расчеты по формульным зависимостям, проверку выполнения различных условий и логическое формирование необходимых разовых команд. Кроме того, вычислительные возможности БЦВМ С-3I позволили реализовать при определении параметров движения воздушной цели современные рекуррентные методы линейной нестационарной фильтрации.

### 5.7.2. Обработка информации о параметрах движения воздушной цели

При вычислении векторов скорости и ускорения воздушной цели, а также значений дальности до цели и скорости сближения с целью по информации об относительных координатах цели от КОЛС, РЛПК, КРУ и параметрах собственного движения самолета от СН-29 в алгоритмах вторичной обработки информации в ОЭПрНК применяются методы оптимальной дискретной линейной нестационарной фильтрации Эти методы позволяют повысить точность определения указанных величин и тем самым способствуют повышению эффективности решения боевых задач.

Сущность методов оптимальной дискретной линейной нестационарной фильтрации заключается в следующем. В дискретные момент времени $t_k$, $k = 0, I, 2, \ldots$, наблюдаются (непосредственно измеряются или вычисляются на основании измеренных величин) значения векторного процесса

$$Y(t_k) = H(t_k)X(t_k) + N_Y(t_k), \qquad (5.I)$$

где $H(t_k)$ - матрица наблюдения (известная функция времени, которая в общем случае может зависеть от результатов точных измерений (или формирования) некоторых процессов, оценивать которые не требуется, так как они измеряются точно); $X(t_k)$ – вектор состояния, под которым понимается совокупность переменных состояния, подлежащих оцениванию; $N_Y(t_k)$ - вектор шумов наблюдения (ошибок измерения или вычисления линейной комбинации $H(t_k)X(t_k)$), который представляет собой независимые выборки векторного гауссовского процесса с известными статистическими характеристиками

$$M\left\{N_Y(t_k)\right\} = 0;$$
$$M\left\{N_Y(t_k)N^T(t_l)\right\} = R(t_k)\delta_{kl}. \quad (5.2)$$

В (5.2) и далее $M\{\cdot\}$ обозначает операции усреднения по множеству реализаций, $T$ - операцию транспонирования матриц; $\delta_{kl}$ - символ Кронекера ( $\delta_{kl}$ = I при $k=l$, $\delta_{kl}$ = 0 при $k \neq l$ ).

Вектор состояния в непрерывном времени описывается стохастическим дифференциальным уравнением

$$\frac{dX}{dt} = F(t)X(t) + U(t) + G(t)N(t), \quad (5.3)$$

где $F(t)$, $G(t)$ и $U(t)$ - известные матричные и векторная функции времени; $N(t)$ - формирующий белый гауссовский шум с известными статистическими характеристиками $M\{N(t)\}$ = 0; $M\{N(t)N^T(t+\tau)\} = E\delta(\tau)$; $E$ - единичная матрица.

В дискретные моменты времени вектор состояния $X(t)$ описывается разностным уравнением

$$X(t_k) = \Phi(t_k, t_{k-1})X(t_{k-1}) + U_x(t_k, t_{k-1}) + \Gamma(t_k)N_x(t_k). \quad (5.4)$$

Здесь $\Phi(t_k, t_{k-1})$ - функциональная матрица решений уравнения (5.3), которая определяется на основании решения уравнения

$$\frac{\partial \Phi(t, t_{k-1})}{\partial t} = F(t)\Phi(t, t_{k-1}) \quad (5.5)$$

с начальным условием

$$\Phi(t_{k-1}, t_{k-1}) = E. \tag{5.6}$$

Матрица $\Gamma(t_k)$ является нижней треугольной и определяется на основании равенства

$$\Gamma(t_k)\Gamma^T(t_k) = D(t_k), \tag{5.7}$$

где матрица $D(t_k)$ является решением уравнения

$$\frac{dD(t)}{dt} = F(t)D(t) + D(t)F^T(t) + G(t)G^T(t) \tag{5.8}$$

с начальным условием $D(t_{k-1}) = 0.$

Известная векторная функция времени (вектор управления), входящая в правую часть (5.4), определяется как

$$U_x(t_k, t_{k-1}) = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \Phi(t, t_{k-1}) U(t) dt. \tag{5.9}$$

Для вектора состояния, определяемого соотношением (5.4), при наблюдении (5.I) оптимальная по критерию минимума среднего квадрата ошибки оценка имеет вид:

$$X^*(t_k) = X^э(t_k/t_{k-1}) + K(t_k, t_{k-1}) \times \times \left[ Y(t_k) - H(t_k) X^э(t_k/t_{k-1}) \right], \tag{5.I0}$$

где $X^э(t_k/t_{k-1})$ - оптимальная экстраполированная оценка вектора состояния к моменту времени $t_k$ по наблюдению при $t_{k-1}$, которая определяется равенством

$$X^э(t_k/t_{k-1}) = \Phi(t_k, t_{k-1}) X^*(t_{k-1}) + U_x(t_k, t_{k-1}). \tag{5.II}$$

Матрица оптимальных коэффициентов передачи дискретного фильтра (5.I0) рассчитывается по формуле

$$K(t_k, t_{k-1}) = P(t_k/t_{k-1}) H^T(t_k) \left[ R(t_k) + + H(t_k) P(t_k/t_{k-1}) H^T(t_k) \right]^{-1}, \tag{5.I2}$$

где $P(t_k/t_{k-1})$ - симметричная матрица вторых центральных моментов ошибок экстраполяции:

$$P(t_k/t_{k-1}) = \Phi(t_k, t_{k-1}) P(t_{k-1}) \Phi^T(t_k, t_{k-1}) + D(t_k). \qquad (5.13)$$

Матрица вторых центральных моментов ошибок фильтрации определяется выражением

$$P(t_k) = P(t_k/t_{k-1}) - K(t_k, t_{k-1}) H(t_k) P(t_k/t_{k-1}). \qquad (5.14)$$

Соотношения (5.5)-(5.14) полностью определяют алгоритмы оптимальной дискретной линейной нестационарной фильтрации процесса $X(t)$. Для небольших размерностей векторов состояния и наблюдения эти алгоритмы могут быть реализованы в современных БЦВМ. При этом рекуррентное вычисление оптимальной оценки $X^*(t_k)$ организуется следующим образом:

- в момент времени $t_{k-1}$ известны значения оптимальной оценки $X^*(t_{k-1})$ и матрицы вторых центральных моментов ошибок фильтрации $P(t_{k-1})$;

- на основании соотношений (5.5)-(5.9) определяются матрицы $\Phi(t_k, t_{k-1}), D(t_k)$ и вектор $U_x(t_k, t_{k-1})$, а также матрицы $H(t_k)$ и $R(t_k)$ как известные функции времени;

- по формулам (5.11),(5.13) вычисляются значения оптимальной экстраполированной оценки $X^э(t_k/t_{k-1})$ и матрицы вторых центральных моментов экстраполяции $P(t_k/t_{k-1})$;

- из (5.12) находится матрица оптимальных коэффициентов передачи $K(t_k, t_{k-1})$;

- при наличии очередного измерения (5.1) вычисляется невязка фактического измерения и предсказанного (экстраполированного) значения измерения $\Delta y = Y(t_k) - H(t_k) X^э(t_k, t_{k-1})$;

- по формуле (5.10) определяется оптимальная оценка $X^*(t_k)$, а из (5.14) матрица вторых центральных моментов ошибок фильтрации;

- описанная процедура вычислений повторяется для определения оптимальной оценки на следующем шаге.

Для упрощения практической реализации описанной процедуры вычислений и сокращения необходимых затрат машинного времени обычно стараются все расчеты, не связанные с вычислениями в

реальном масштабе времени, выполнить заранее или аппроксимировать аналитическими выражениями.

В качестве оцениваемых координат в комплексе ОЭПрНК приняты проекции вектора скорости $\vec{V}_ц$ и ускорения $\vec{W}_ц$ воздушной цели на оси лучевой системы координат (СК), а также дальности до цели. При использовании пушки на дальности $Д \leq 1400$ м проекции вектора скорости и ускорения цели определяются на оси нестабилизированной лучевой СК (НЛСК), во всех остальных случаях – на оси стабилизированной по крену лучевой СК (СЛСК). Эти системы координат определяются следующим образом:

- НЛСК $OX_л Y_л Z_л$ получается из связанной СК $OX_1 Y_1 Z_1$ последовательными поворотами на углы визирования цели $\varphi_{ул}, \varphi_{zл}$, измеряемые КОЛС;
- СЛСК $OX_{лс} Y_{лс} Z_{лс}$ получается из связанной стабилизированной по крену СК (СССК) $OX_{1c} Y_{1c} Z_{1c}$ последовательными поворотами на углы $\varphi_г$ и $\varphi_в$;
- СССК $OX_{1c} Y_{1c} Z_{1c}$ получается из связанной СК поворотом на угол крена $\gamma$.

Так как ось $OX$ лучевых систем координат направлена на цель, то с учетом движения самих СК при гипотезе о движении цели с постоянным ускорением уравнения для оцениваемых процессов аналогично (5.3) можно представить в виде

$$\dot{D} = v_ц^{xл} - v_н^{xл};$$

$$\frac{dv_ц^{xл}}{dt} = W_ц^{xл} + v_ц^{yл}\omega_{zл} - v_ц^{zл}\omega_{yл};$$

$$\frac{dv_ц^{yл}}{dt} = W_ц^{yл} - v_ц^{xл}\omega_{zл} + v_ц^{zл}\omega_{xл}; \qquad (5.15)$$

$$\frac{dv_ц^{zл}}{dt} = W_ц^{zл} + v_ц^{xл}\omega_{yл} - v_ц^{yл}\omega_{xл};$$

$$\frac{dW_ц^{xл}}{dt} = 0; \quad \frac{dW_ц^{yл}}{dt} = 0; \quad \frac{dW_ц^{zл}}{dt} = 0.$$

Здесь $\omega_л = [\omega_{xл}, \omega_{yл}, \omega_{zл}]^T$ – вектор абсолютной угловой скорости вращения луча визирования цели; $V_ц = [v_ц^{xл}, v_ц^{yл}, v_ц^{zл}]^T$ – вектор скорости цели; $W_ц = [w_ц^{xл}, w_ц^{yл}, w_ц^{zл}]^T$ – вектор уско-

рения цели; $D$ - дальность до цели; $V_и = [v_и^{хл}, v_и^{ул}, v_и^{zл}]$ - вектор скорости истребителя в проекциях на оси лучевых СК.

Для вычисления проекций скорости истребителя используются значение $V_и$, измеренное СВС в СН-29, углы атаки $\alpha$ и скольжения $\beta$, вычисленные в алгоритме $A_{\alpha,\beta}$, а также углы визирования цели $\varphi_{ул}, \varphi_{zл}$ от КОЛС или $\varphi_{глк}, \varphi_{влк}$ от РЛПК. Например, проекции $\vec{v}_и$ на оси НЛСК вычисляются по формуле

$$\begin{bmatrix} v_и^{хл} \\ v_и^{ул} \\ v_и^{zл} \end{bmatrix} = A(\varphi_{ул}, \varphi_{zл}) A(\beta, \alpha) \begin{bmatrix} v_и \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \tag{5.16}$$

где матрица $A(x,y)$ определяется соотношением

$$A(x,y) = \begin{bmatrix} \cos x \cos y & \sin y & -\sin x \cos y \\ -\cos x \sin y & \cos y & \sin x \sin y \\ \sin x & 0 & \cos x \end{bmatrix}.$$

Для упрощения программной реализации оптимальных алгоритмов оценивания параметров движения цели в ОЭПрНК эти параметры оцениваются раздельно по трем каналам:

- по каналу $x$ оцениваются значения $D$, $v_ц^{хл}$, $w_ц^{хл}$ на основании измеренного значения дальности;

- по каналу $y$ оцениваются $v_ц^{ул}$, $w_ц^{ул}$ на основании вычисляемого с ошибками значения $v_ц^{ул} = v_и^{ул} + \omega_{zл} D$;

- по каналу $z$ оцениваются $v_ц^{zл}$, $w_ц^{zл}$ на основании вычисляемого с ошибками значения $v_ц^{zл} = v_и^{zл} - \omega_{ул} D$.

Оценивание параметров движения цели по каналам $y$ и $z$ производится аналогично тому, как это делается в БЦВМ Н019 (см. п. 3.5.3).

При оценивании параметров движения цели по каналу $x$ в качестве вектора состояния принимается вектор $X^T = [x_1 = D, x_2 = v_ц^{хл}, x_3 = w_ц^{хл}]$. В этом случае уравнение состояния (5.4) имеет вид:

$$\begin{bmatrix} x_1(t_k) \\ x_2(t_k) \\ x_3(t_k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_k & 0 \\ 0 & 1 & \Delta t_k \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(t_{k-1}) \\ x_2(t_{k-1}) \\ x_3(t_{k-1}) \end{bmatrix} +$$

$$+ \begin{bmatrix} u_1(t_k, t_{k-1}) \\ u_2(t_k, t_{k-1}) \\ 0 \end{bmatrix},$$

где $\Delta t_k = t_k - t_{k-1}$, а составляющие вектора управления определяются соотношениями

$$u_1(t_k, t_{k-1}) = -v_и^{xл}(t_{k-1})\Delta t_k;$$
$$u_2(t_k, t_{k-1}) = v_ц^{yл}(t_{k-1})\,\omega_{zл}(t_{k-1}) - \qquad (5.18)$$
$$- v_ц^{zл}(t_{k-1})\,\omega_{yл}(t_{k-1}).$$

При формировании составляющих вектора управления (5.18) значение $v_и^{xл}$ вычисляется на основании (5.16), в качестве составляющих скорости $v_ц^{yл}(t_{k-1})$ и $v_ц^{zл}(t_{k-1})$ используются их оценки, полученные в момент $t_{k-1}$ в каналах оценивануя $y$ и $z$, а в качестве составляющих угловой скорости луча визирования $\omega_{zf}$ и $\omega_{yf}$ используются в нормальном режиме их значения, измеренные КОЛС и скорректированные с учетом возможных отклонений частоты питания ДУС $\tau_п$, либо значения $\hat{\omega}_{zл}$ и $\hat{\omega}_{yл}$, вычисленные по формулам

$$\hat{\omega}(t_{k-1}) = \frac{v_ц^{yл}(t_{k-1}) - v_и^{yл}(t_{k-1})}{x_1^*(t_{k-1})};$$

$$\hat{\omega}_{yл}(t_{k-1}) = \frac{v_ц^{zл}(t_{k-1}) - v_и^{zл}(t_{k-1})}{x_1^*(t_{k-1})}.$$

В качестве наблюдения при оценивании вектора состояния (5.17) используется измеренное ЛД значение дальности до цели

$$y(t_k) = x_1(t_k) + n_y(t_k), \qquad (5.19)$$

где шум наблюдения представляет собой независимые выборки гауссовского процесса с известными статистическими характеристиками

$$M\{n_y(t_k)\} = 0, \quad M\{n_y(t_k)\, n_y(t_m)\} = r_D\, \delta_{km}.$$

В этом случае уравнение для оптимальной (точнее, квазиоптимальной с учетом пренебрежения взаимосвязью каналов оценивания) оценки в соответствии с (5.10) имеет вид:

$$\begin{bmatrix} x_1^*(t_k) \\ x_2^*(t_k) \\ x_3^*(t_k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1^э(t_k/t_{k-1}) \\ x_2^э(t_k/t_{k-1}) \\ x_3^э(t_k/t_{k-1}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_D(t_k, t_{k-1}) \\ k_v(t_k, t_{k-1}) \\ k_W(t_k, t_{k-1}) \end{bmatrix} \Delta y(t_k),$$

где невязка измерения дальности $\Delta y(t_k) = y(t_k) - x_1^э(t_k/t_{k-1})$.

Для вычисления оптимальных коэффициентов усиления $k_D$, $k_v$ и $k_W$ используется аналитическая аппроксимация элементов матрицы $P(t_k/t_{k-1})$, которая здесь не приводится. Кроме этого, с целью предотвращения негативных влияний пропусков замеров дальности или замеров с большими ошибками предусматривается специальная процедура защиты.

Приведенные формульные зависимости реализуются в алгоритмах АОИТ и ЭКСТРАПОЛЯТОР. Составляющие $v_ц^{ул}$ и $v_ц^{гл}$ вычисляются в алгоритме ФИЛЬТР. Выходные величины, т.е. параметры движения цели, используются далее при работе алгоритмов АФП, АБН, АНС и АОИКВО.

# Глава 6

# СИСТЕМА НАВИГАЦИИ СН-29

## 6.1. Назначение, решаемые задачи и основные тактико-технические характеристики системы навигации СН-29

Система навигации СН-29 конструктивно входит в состав оптико-электронного прицельно-навигационного комплекса ОЭПрНК. Условное наименование системы навигации СН-29 - изделие 915.

Система навигации СН-29 предназначена для непрерывного автоматического определения и выдачи в сопрягаемые системы (в РЛПК, в БЦВМ С-31, в САУ и в самолетный ответчик) и на индикацию пилотажно-навигационных параметров, необходимых для управления самолетом и его вооружением при ведении боевых действий, а также при решении задач навигации и посадки.

Система навигации СН-29 решает следующие задачи:

1. Автоматическое непрерывное определение текущих координат местоположения самолета (ТКМС) в автономном режиме счисления на основе информации от информационного комплекса вертикали и курса ИК-ВК-80-4 и в режиме автоматической коррекции по данным РСБН.

2. Определение и выдача в комплексы РЛПК и ОЭПрНК трех составляющих абсолютной линейной скорости самолета на основе информации ИК-ВК-80-4.

3. Определение и выдача в сопрягаемые системы углов крена, тангажа и курса самолета, высоты полета (абсолютной и относительной барометрической), истинной воздушной и приборной скорости полета, числа Маха, азимута самолета и дальности до наземных радиомаяков РСБН.

4. Программирование маршрута полета путем ввода перед вылетом самолета в навигационный вычислитель (НВЦ) бортового радио-

навигационного оборудования БРНО-29 координат трех промежуточных пунктов маршрута (ППМ), трех наземных радиомаяков РСБН и трех аэродромов посадки (оборудованных радионавигационными средствами посадки) в условной географической системе координат.

В процессе полета самолета имеется возможность оперативной смены последовательности ППМ, аэродромов и радиомаяков для изменения программы полета.

5. Автоматическое формирование команд и сигналов, характеризующих работоспособность системы навигации и ее составных частей.

Анализируя все перечисленные задачи, необходимо отметить, что система СН-29 представляет собой основное средство навигации и посадки самолета МиГ-29Б которое обеспечивает:

I. Полет по маршруту и вывод самолета в район заданной цели.

2. Возврат и предпосадочный (в вертикальной и горизонтальной плоскостях) маневр, в результате выполнения которого самолет входит в зону действия посадочной курсоглиссадной системы с путевым углом, близким к курсу ВПП.

3. Заход на посадку до высоты 50 м как на запрограммированные (в том числе и автоматически), так и незапрограммированные заранее аэродромы.

4. Повторный заход на цель, заданную перед полетом, или на запрограммированный аэродром посадки.

Система навигации СН-29 участвует практически во всех боевых задачах. Самолет МиГ-29Босуществляет маршрутную навигацию, например, при перелетах, при дежурстве в воздухе и т.д. Велика роль СН-29 и при решении такой важной задачи, как навигация с наведением. В таком случае выход в исходную точку наведения осуществляется с помощью СН-29, затем производится наземное наведение с использованием 3502-20-04 , после чего начинается этап бортового наведения. При выполнении задачи удара по заданной наземной цели система СН-29 участвует при выходе на цель, при повторном заходе, при обходе зон ПВО и при возврате.

Система навигации СН-29 обладает достаточно совершенными тактико-техническими характеристиками, во многом влияющими на обеспечение высокой эффективности решения навигационных задач самолетом МиГ-29Б.Основные тактико-технические характеристики системы навигации СН-29 следующие:

I. Определение текущих координат местоположения самолета вдоль линии пути и по боковому отклонению от линии пути произво-

дится с максимальной погрешностью, которая не превышает величины:

- в автономном режиме счисления при нормальном режиме готовности ИК-ВК-80-4 (инерциальное счисление путей $2\sigma \leqslant$ 8 км за час полета;

- в автономном режиме счисления при ускоренном режиме готовности ИК-ВК-80-4 (курсовоздушное счисление пути) $2\sigma \leqslant 0{,}04 S$, где $S$ - длина пройденного пути после последней коррекции координат;

- в режиме радиокоррекции по данным РСБН вне зависимости от режима готовности ИК-ВК-80-4 $2\sigma \leqslant 0{,}04 D + 0{,}3$ км, где $D$ - дальность до наземного радиомаяка РСБН в км.

2. Определение истинного курса самолета производится с максимальной погрешностью, которая не превышает следующих величин:

а) начальная выставка;

- при нормальном режиме готовности

$$2\sigma \leqslant 0{,}3^0;$$

- при ускоренном режиме готовности

$$2\sigma \leqslant 1{,}0^0;$$

б) уход:

- при нормальном режиме готовности

$$2\sigma \leqslant 0{,}5^0 \text{ за час полета;}$$

- при ускоренном режиме готовности

$$2\sigma \leqslant 1{,}1^0 \text{ за час полета.}$$

3. Определение углов крена и тангажа производится с максимальной погрешностью, которая не превышает величины:

- при нормальном режиме готовности

$$2\sigma \leqslant 0{,}5^0 \text{ за час полета;}$$

- при ускоренном режиме готовности

$$2\sigma \leqslant 1^0 \text{ за час полета.}$$

Отметим, что значения погрешностей, приведенных в п. 1-3, для ускоренного режима готовности соответствуют работе от любой системы инерциальной курсовертикали (ИКВ), для нормального режима готовности - при работе от основной системы ИКВ. Если в таком режиме осуществляется переход на запасную систему ИКВ, то все погрешности такие же, как и в ускоренном режиме готовности.

4. Система навигации СН-29 удовлетворяет заданным требованиям при следующих условиях боевого применения:

- диапазон высот полета 0,03 ÷ 20 км,
- максимальная скорость горизонтального полета: у земли $V_{max}$= 1500 км/ч, на высоте $V_{max}$= 2500 км/ч;
- практическая дальность полета: у земли при $V$ = 800 км/ч $D$ = 800 км; на высоте при крейсерской скорости полета $D$=2000 км;
- углы крена, тангажа и курса - без ограничений;
- максимальная расчетная вертикальная скорость $v_y$ = 350 ÷ 400 м/с;
- эксплуатационная перегрузка $n_y$ от -1,5 до +9.

5. Время подготовки системы навигации СН-29 к полету в ускоренном режиме готовности после подачи на нее питания, включая выставку платформы в горизонтальное положение и по азимуту и согласование ИК-ВК-80-4 по магнитному курсу во всем диапазоне температур окружающей среды, - не более 3 мин.

Время подготовки системы навигации СН-29 к полету в нормальном режиме готовности, включая прогрев аппаратуры, предполетный контроль, выставку инерциальной курсовертикали ИКВ-80-6-I и ввод исходных данных, не превышает величин:

- 25 мин при температуре окружающей среды от -10°С до +60°С;
- 30 мин при температуре окружающей среды от -10°С до -60°С.

6. Потребляемые мощности системой СН-29 не превышают величин:

- 410 Вт по постоянному току;
- 105 ВА по переменному трехфазному току;
- 700 ВА по переменному однофазному току;
- 750 ВА по цепям обогрева в течение первых 20 мин после включения с последующим снижением до 350 ВА.

7. Продолжительность непрерывной работы СН-29 равна 4 ч.

8. Условия эксплуатации:

- при повышенной относительной влажности окружающего воздуха до 95 - 98%;
- при температуре окружающей среды от -60°С до +60°С;
- при пониженном давлении до 5 мм ртутного столба.

## 6.2. Состав и структурная схема системы навигации СН-29

Система навигации СН-29 включает в свой состав измерители навигационной и пилотажной информации, навигационный вычислитель

и органы управления. Структурная схема системы навигации СН-29 представлена на рис.6.I. Охарактеризуем состав оборудования системы, проанализируем основные функциональные связи между отдельными подсистемами, а также взаимодействие системы навигации с другими системами бортового комплекса самолета МиГ-29Б

Следует отметить, что хотя система СН-29 может функционировать и автономно, ее высокие точностные характеристики реализуются в полной мере лишь при совместной работе с наземными радиотехническими системами.

Работа системы навигации СН-29 обеспечивается следующими наземными радиотехническими системами :

- азимутально-дальномерными радиомаяками одного из типов РСБН-2Н, РСБН-4Н, РСБН-6Н;
- посадочными радиомаячными группами (ПРМГ) одного из типов ПРМГ-4, ПРМГ-5 и др.

Система навигации СН-29 представляет собой функциональное объединение следующих четырех основных подсистем, действие которых основано на различных физических принципах:

I. Информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК-80-4 с условным наименованием - изделие Ц-050.

2. Бортовое радионавигационное оборудование БРНО-29 с условным наименованием - изделие А-323.

3. Система воздушных сигналов СВСП-72-3-2.

4. Блок коммутации БК-55-I.

Управление системой навигации СН-29, т.е. переключение режимов работы, выбор навигационных данных программы, настройка радиоаппаратуры, осуществляется при помощи пультов ОЭПрНК, БРНО-29 и САУ-45I-02, а также ряда переключателей приборной доски летчика. Индикация пилотажно-навигационных параметров осуществляется при помощи ИЛС, унифицированных комбинированных приборов КПП и ПНП-72-I2, а также указателей скорости и высоты полета.

### 6.2.I. Информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК-80-4

Информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК-80-4 предназначен для определения и выдачи в сопрягаемые системы углов крена, тангажа и курса, составляющих абсолютной линейной ско-

рости самолета по трем осям гиростабилизированной платформы. В его состав входят следующие составные части (см.рис.6.I):

I. Инерциальная курсовертикаль ИКВ-80-6-I (основная) с условным наименованием - изделие 705-6-I, предназначенная для определения гироскопического курса $\psi_г$, углов крена $\gamma$ и тангажа $\vartheta$, составляющих абсолютного линейного ускорения $a_{\xi'}$, $a_{\eta'}$ и $a_{\zeta'}$ по осям $O\xi'$, $O\eta'$ и $O\zeta'$. Составляющая $a_{\zeta'}$ выдается в сумме с ускорением силы тяжести.

2. Инерциальная курсовертикаль ИКВ-80-6-4 (резервная) с условным наименованием - изделие 705-6-4 и с тем же назначением, что и основная инерциальная курсовертикаль. Системы ИКВ-80-6-I и ИКВ-80-6-4 по существу идентичны друг другу; на корпусе второй системы имеется надпись РЕЗЕРВ.

3. Блок управления и связи БУС-3, предназначенный для обеспечения режима интегральной коррекции гироплатформы ИКВ, для формирования и выдачи потребителям сигналов составляющих абсолютных линейных скоростей $v_{\xi'}$, $v_{\eta'}$ и $v_{\zeta'}$ (в виде двуполярной последовательности двоичного 32-разрядного кода); для вычисления и выдачи потребителям приведенного курса $\psi_{пр}$ (как в двуполярном коде, так и в аналоговом виде), а также для выдачи в двуполярном коде сигналов $\gamma$ и $\vartheta$. Блок БУС-3 состоит из блока цифрового БЦ-3 и компенсатора магнитной девиации КМ$\mathcal{D}$ -I.

4. Блок контроля БК-57, предназначенный для осуществления контроля исправности двух систем ИКВ, который обеспечивает распознавание отказавшей системы; для выдачи потребителям сигналов $\gamma$, $\vartheta$ и $\psi_г$ (в аналоговом виде) от основной или от резервной систем ИКВ, а также для формирования команд, характеризующих работоспособность комплекса ИК-ВК-80-4.

5. Пульт широтной коррекции ПШК-7, предназначенный для формирования сигналов вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли в зависимости от географической широты местоположения самолета и для выдачи этого сигнала в сопрягаемые системы информационного комплекса ИК-ВК-80-4.

6. Задатчик магнитного склонения ЗМС-3, серия I, предназначенный для ввода в комплекс ИК-ВК-80-4 текущего значения магнитного склонения с целью формирования истинного курса самолета $\psi_и$.

7. Индукционный датчик ИД-6, серия I, предназначенный для определения магнитного курса самолета $\psi_{мк}$ на основе измерения

проекции вектора горизонтальной составляющей магнитного поля Земли на две взаимно перпендикулярные оси чувствительности, совпадающие по направлению с продольной и поперечной осями самолета.

Масса комплекса ИК-ВК-80-4 составляет 48 кг.

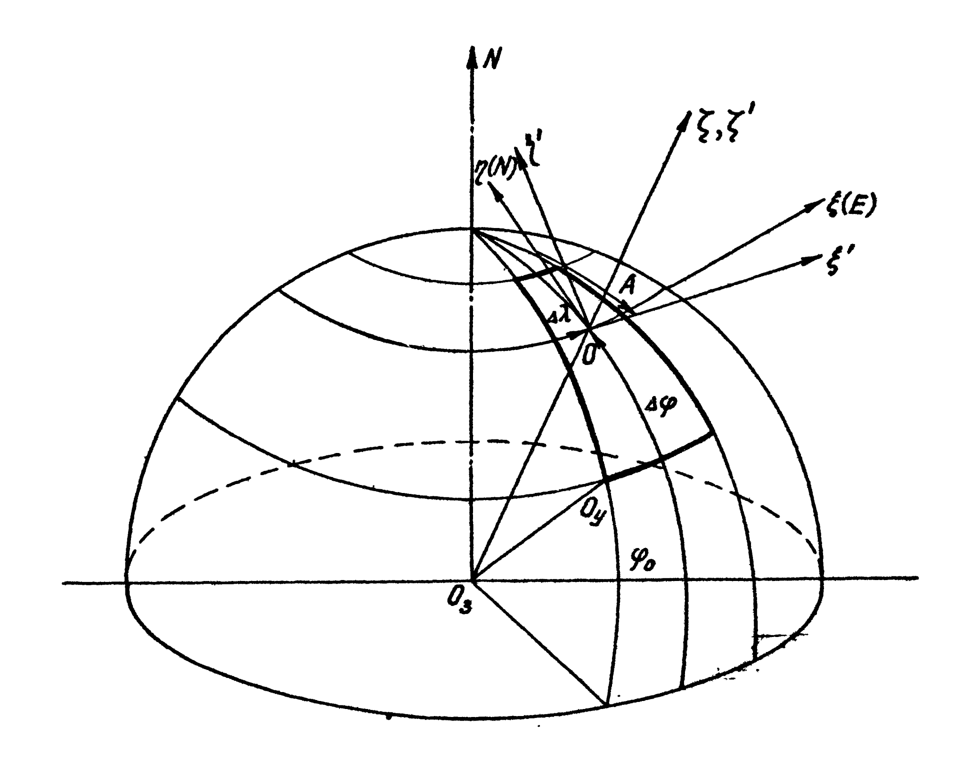
В информационном комплексе ИК-ВК-80-4 основным датчиком пилотажно-навигационной информации является система ИКВ-80-6-I или ИКВ-80-6-4. Важная функция системы ИКВ заключается в измерении углов маневра самолета относительно гиростабилизированной платформы, которая удерживается в горизонтальной плоскости по сигналам интегральной коррекции, сформированным на основе интегрирования горизонтальных составляющих абсолютного ускорения самолета. В азимуте гироплатформа выдерживается по направлению, задаваемому свободным гироскопом. Оси чувствительности гироскопов образуют правый координатный трехгранник, с которым связана система координат $O\xi'\eta'\zeta'$ (см.рис.6.2). Начало системы координат O совпадает с центром масс самолета, ось $O\zeta'$ направлена по местной вертикали, оси $O\xi'$ и $O\eta'$ расположены в горизонтальной плоскости. На гироплатформе установлены три датчика акселерометров, оси чувствительности которых ориентированы по осям системы координат $O\xi'\eta'\zeta'$. Акселерометры измеряют составляющие абсолютного ускорения самолета $a_{\xi'}$, $a_{\eta'}$ и $a_{\zeta'}$. Составляющие вектора абсолютной скорости самолета определяются путем интегрирования соответствующих составляющих ускорения. Например, проекции абсолютной скорости по осям $O\xi'$ и $O\eta'$ характеризуются выражениями

$$v_{\xi'}(t) = v_{\xi'0} + \int_0^t a_{\xi'}(\tau)d\tau; \qquad (6.I)$$
$$v_{\eta'}(t) = v_{\eta'0} + \int_0^t a_{\eta'}(\tau)d\tau,$$

где $v_{\xi'0}$ и $v_{\eta'0}$ - начальные значения составляющих абсолютной линейной скорости, соответствующие точке вылета.

Для обеспечения работы ИКВ в полете необходимо гироплатформу перед вылетом выставлять в плоскость горизонта и в азимуте. Ориентирование гироплатформы в азимуте производится так, чтобы ось чувствительности акселерометра, расположенного по оси $O\xi'$, была параллельна продольной оси самолета. При функционировании каналов тангажа и курса в комплексе ИК-ВК-80-4 предусмотрены

режимы: I) интегральной коррекции гироплатформы по сигналам цифровых интеграторов блока БУС-3 (основная курсовертикаль); 2) интегральной коррекции гироплатформы по сигналам аналоговых интеграторов ИКВ (резервная курсовертикаль); 3) режим радиальной коррекции гироплатформы. В режиме интегральной коррекции на гироскопы накладываются моменты, пропорциональные сигналам, полученным на основе интегрирования горизонтальных составляющих абсолютного ускорения. В режиме радиальной коррекции гироплатформа выставляется по вектору, равному сумме векторов силы тяжести и ускорения, вызванного изменением величины и направления вектора скорости самолета, т.е. по кажущейся вертикали.




Р и с. 6.2

После проведения нормального режима подготовки комплекса ИК-ВК-80-4 основная система ИКВ работает в режиме цифровой интегральной коррекции от блока БУС-3. При этом запасная система



2016

ИКВ является резервным датчиком угловой информации, работающим в режиме автономной аналоговой интегральной коррекции. В случае отказа цепи интегральной коррекции основной системы ИКВ используется информация об углах от запасной ИКВ. При этом основная ИКВ переводится в режим радиальной коррекции гироплатформы и используется в качестве резервного датчика.

После проведения ускоренного режима подготовки обе системы ИКВ работают в режиме автономной аналоговой интегральной коррекции и являются датчиками только угловой информации.

В рабочем режиме с выхода ИКВ (основной или запасной) как в блок БУС-3, так и к другим потребителям поступает гироскопический курс $\psi_г$ (см.рис.6.3). Гироскопическим курсом $\psi_г$ называется угол в горизонтальной плоскости, отсчитываемый по часовой стрелке от оси $O\xi'$ до горизонтальной проекции продольной оси самолета. В курсовой части блока БУС-3 формируется приведенный курс $\psi_{пр}$. Приведенный курс $\psi_{пр}$ представляет собой угол в горизонтальной плоскости, отсчитываемый по часовой стрелке от оси $O\eta$ до горизонтальной проекции продольной оси самолета (см.рис.6.3). Применительно к системе навигации СН-29 ось $O\eta$ горизонтальной связанной системы координат $O\xi\eta\zeta$ направлена по местному меридиану на север. На практике считают, что оси $O\zeta$ и $O\zeta'$ совпадают. Между гироскопическим $\psi_г$ и приведенным $\psi_{пр}$ курсами имеется аналитическая зависимость:

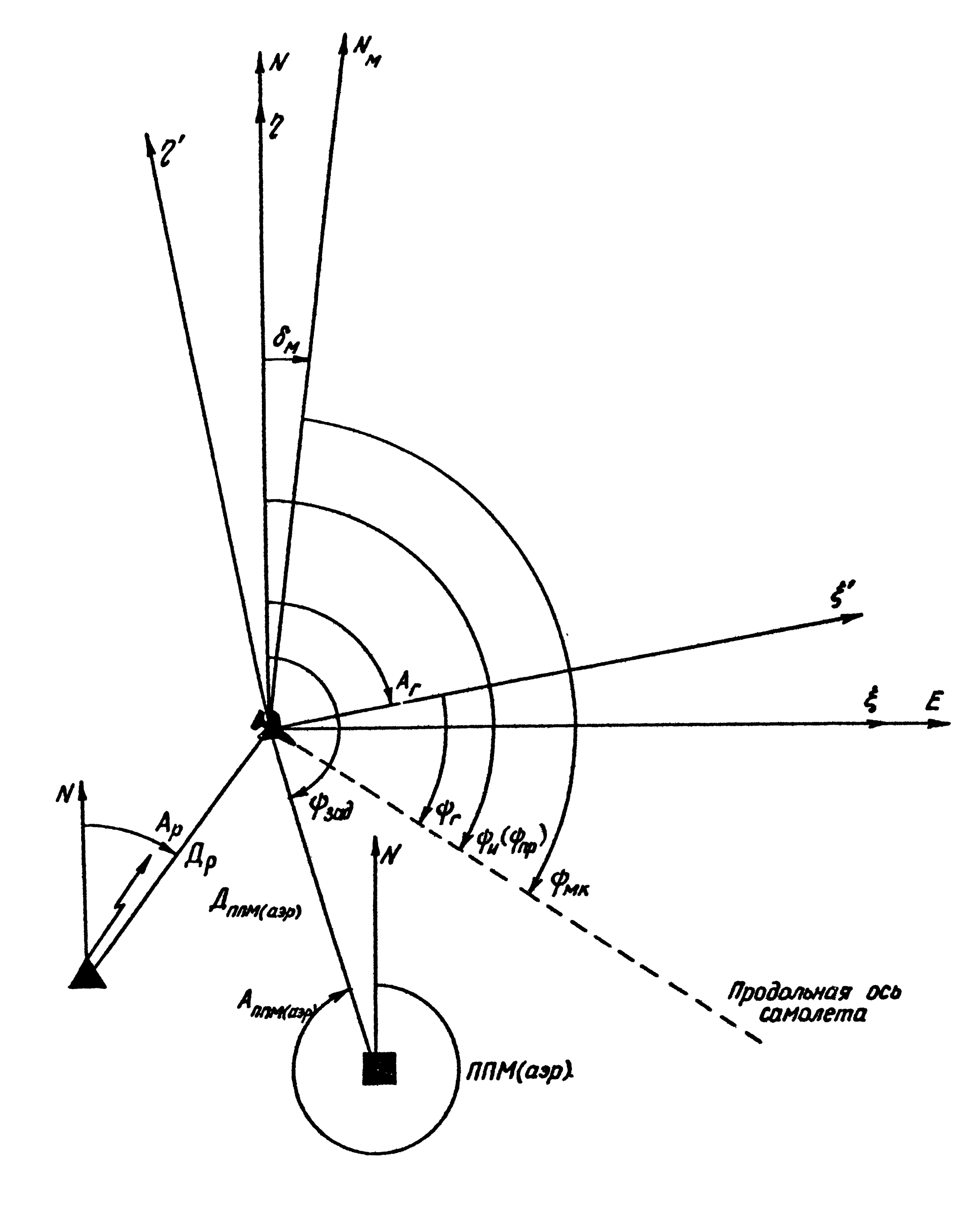
$$\psi_{пр} = \psi_г + A_г; \qquad (6.2)$$

где $$A_г = A_0 + \int_0^t \omega_\zeta(\tau)\,d\tau, \qquad (6.3)$$

где $A_г$ - условно-географический (ортодромический) азимут гироплатформы ИКВ; $A_0$ - начальное значение $A_г$; $\omega_\zeta$ -абсолютная угловая скорость вращения гироплатформы ИКВ вокруг оси $O\zeta$.

Канал курса комплекса ИК-ВК-80-4 в зависимости от типа коррекции может работать в различных режимах: гирополукомпаса, магнитной коррекции и коррекции от задатчика курса.

Режим гирополукомпаса (или режим свободной в азимуте гироплатформы) является основным режимом работы канала курса информационного комплекса ИК-ВК-80-4, а режим магнитной коррекции - вспомогательный и служит для периодической коррекции курса в полете, а также может быть использован для начальной выставки


N
$N_м$
$\eta$
$\eta'$
$\delta_м$
$A_г$
$\xi'$
$\xi$
E
N
$A_р$
$Д_р$
$\varphi_{зад}$
$\varphi_г$
$\varphi_и (\varphi_{пр})$
$\varphi_{мк}$
N
$Д_{ППМ(аэр)}$
$A_{ППМ(аэр)}$
ППМ(аэр)
Продольная ось самолета

Р и с. 6.3.

гироплатформы в азимуте. При этом магнитный курс $\psi_{мк}$ формируется на основе сигналов индукционного датчика ИД-6, серия I. Истинный курс самолета $\psi_{и}$ может быть получен после ввода в БУС-3 с выхода блока ЗМС-3 текущего значения магнитного склонения $\delta_{м}$, где оно суммируется с магнитным курсом $\psi_{мк}$:

$$\psi_{и} = \psi_{мк} + \delta_{м}.$$

Магнитное склонение, отсчитанное от истинного меридиана по часовой стрелке, имеет знак плюс, и против часовой стрелки - знак минус.

Отметим, что несомненным достоинством информационного комплекса ИК-ВК-80-4 является использование в системах типа ИКВ-80-6-I динамически настраиваемых гироскопов типа ГВК-6 (а не гироскопов поплавкового типа), что обеспечивает максимальное значение ($2\sigma$) случайной составляющей дрейфа гироплатформы:

- по оси $O\zeta'$ 0,I о / ч при нормальном режиме подготовки и 0,5 град/ч - при ускоренном режиме подготовки;

- по осям $O\xi'$ и $O\eta'$ - 0,03 о / ч при нормальной подготовке. Систематическая составляющая дрейфа гироплатформы по каждой из трех осей не превышает 0,8 о / ч.

### 6.2.2. Бортовое радионавигационное оборудование БРНО-29

Бортовое радионавигационное оборудование БРНО-29 предназначено для определения и выдачи в сопрягаемые системы радионавигационных параметров, характерных для радиотехнических систем ближней навигации - РСБН, а при работе в составе системы СН-29 - навигационных параметров, необходимых для управления самолетом МиГ-29Б при полете по заданному маршруту, при возврате в район аэродрома посадки, выполнении предпосадочного маневра и захода на посадку.

По существу система БРНО-29 представляет собой совокупность трех функционально самостоятельных, хотя и взаимосвязанных подсистем:

а) бортового оборудования угломерно-дальномерной радионавигационной системы для измерения азимута $A$ и дальности относительно наземного радиомаяка РСБН;

б) бортового оборудования посадочной радиомаячной системы для измерения угловых отклонений от курсовой $\varepsilon_к$ и глиссадной $\varepsilon_г$ равносигнальных зон, а также дальности до точки приземления самолета;

в) навигационного вычислителя для сбора, преобразования и обработки информации, необходимой при решении навигационных задач, и формирования сигналов управления самолетом.

Бортовое радионавигационное оборудование БРНО-29 обеспечивает выполнение следующих задач:

- формирование и выдачу в сопрягаемые системы, а также на индикацию сигналов дальности $D$, азимута $A$, истинного курса $\psi_и$, заданного курса $\psi_{зад}$; в режиме возврата и предпосадочного маневра - отклонения от заданной высоты $\Delta H_{зад}$;

- непрерывное автоматическое определение ТКМС как в автономных режимах счисления, так и в режимах коррекции по данным РСБН;

- формирование и выдачу в САУ, а также на индикацию сигналов $\varepsilon_к$, $\varepsilon_г$ и дальности до точки приземления, обеспечивающих выполнение захода на посадку до высоты 50 м как на запрограммированные, так и на незапрограммированные аэродромы посадки по информации, получаемой от ПРМГ;

- введение и контроль на земле введенных координат трех ППМ, трех радиомаяков РСБН, трех аэродромов посадки (все в условно-географической системе координат); пеленгов четырех реперных точек $\varphi_{рт}$ ; географических курсов ВПП аэродромов $\psi_{впп}$; географической широты начала системы координат и, при необходимости, стояночного истинного курса самолета $\psi_{ио}$ ;

- введение и контроль на земле введенных номеров частотно-кодовых каналов (ЧКК) радиомаяков навигации и посадки; типа радиомаяков РСБН, смену номеров ЧКК радиомаяков в полете;

- выбор номера ЧКК радиомаяков навигации и посадки и типов радиомаяков в ручном режиме;

- формирование и выдачу в САУ, а также на индикацию сигналов, обеспечивающих управление самолетом при выполнении полета по маршруту;

- формирование и выдачу в САУ, а также на индикацию сигналов, обеспечивающих выполнение возврата и предпосадочного маневра в вертикальной и горизонтальной плоскостях с выходом в зону действия посадочных радиомаяков при удалении навигационного

радиомаяка до 80 км от аэродрома посадки, повторного захода на запрограммированную точку и запрограммированный аэродром посадки;

- ручное включение режима посадки;
- прием позывных сигналов наземных радиомаяков типа РСБН-2Н, РСБН-4Н и выдачу их в самолетное переговорное устройство (СПУ);
- передачу сигналов ОТВЕТ НАЗЕМНОЙ ИНДИКАЦИИ;
- опознавание самолета на наземных радиомаяках типа РСБН-2Н, РСБН-4Н.

Отметим, что система БРНО-29 на самолете МиГ-29Б функционирует совместно с антенно-фидерной системой (АФС) типа "Пион-НМ-02".

Система БРНО-29 характеризуется следующими тактико-техническими характеристиками:

- количество ЧКК навигации - 176;
- количество ЧКК посадки - 40;
- дальность действия БРНО-29 определяется условиями прямой видимости; она при работе с различными типами наземных радиомаяков зависит от высоты полета самолета (см.табл.6.1);
- диапазон частот передающего устройства БРНО-29 726 - 812,8 МГц;
- диапазон частот приемного устройства БРНО-29 873 - 903,7 МГц; 905,1 ÷ 935,2 МГц; 939,1 ÷ 1000,5 МГц;
- мощность излучения передающего устройства - не менее 0,5 кВт;
- максимальная погрешность определения полярных координат самолета не превышает следующих величин:
  - по азимуту $2\sigma \leqslant 0{,}25^0 + (\frac{4}{D_{км}})^\circ$;
  - по дальности $2\sigma \leqslant 200$ м + 0,03% $D$ ;

Таблица 6.1

| Высота полета, м | Дальность, км | Тип радиомаяка |
|---|---|---|
| 250 | 50 | РСБН-2Н, РСБН-4Н, |
| 5000 | 250 | РСБН-2Н, РСБН-4Н, РСБН-6Н, |
| 10000 | 350 | РСБН-2Н, РСБН-4Н, РСБН-6Н. |

- дальность действия, выходные сигналы и точностные характеристики трактов посадки соответствуют требованиям ГОСТ 14780 на радиомаячные системы посадки дециметрового диапазона I категории;

- время готовности к работе системы БРНО-29 после включения питания - не более 2 мин;

- масса БРНО-29 - не более 54 кг.

Основные технические характеристики навигационного цифрового вычислителя БРНО-29 были приведены в п.2.3.4. Как там было показано, НВЦ БРНО-29 характеризуется следующими параметрами:

- быстродействие - 50 тыс. простых операций в секунду (тактовая частота составляет 160 кГц);

- разрядность - 15 двоичных разрядов;

- объем полупостоянного запоминающего устройства (ППЗУ) - 48 чисел;

- объем оперативного запоминающего устройства (ОЗУ) - 32 числа;

- объем постоянного запоминающего устройства (ПЗУ) - 46 неизменяемых констант, 64 изменяемые константы и 880 команд;

- состав стандартных подпрограмм: интегрирование (счисление); $\sin\alpha$ или $\cos\alpha$; $arctg(x/y)$; $\sqrt{x^2+y^2}$; поворот вектора и ряд других.

Бортовое радионавигационное оборудование БРНО-29 включает в свой состав следующие составные части (см.рис.6.I):

I. Приемник типа АДП-Р (азимутально-дальномерный приемник) с условным наименованием А-312-001, предназначенный для приема и преобразования сигналов навигационных и посадочных радиомаяков РСБН и ПРМГ.

2. Передатчик типа СЗД-Р (самолетный запросчик дальности) с условным наименованием А-312-002, предназначенный для передачи через антенно-фидерную систему запросных сигналов канала дальности систем РСБН или ПРМГ.

3. Блок измерения БИ (А-317-003), предназначенный для определения азимута А и дальности Д, для формирования сигналов запроса дальности, запускающих передатчик СЗД-Р.

4. Цифровое вычислительное устройство ЦВУ (А-340-071), предназначенное для выполнения математических и логических операций, реализующих алгоритмы навигации и посадки, для выдачи управляющих сигналов в сопрягаемые устройства (УВВ, ПВП), для хранения и выдачи информации о программе полета.

5. Устройство ввода и вывода УВВ (А-340-052), предназначенное для преобразования аналоговых сигналов в двоичный код и передачи сигналов двоичного кода в ЦВУ, а также для приема сигналов двоичного кода из ЦВУ и преобразования их в аналоговые сигналы.

6. Блок питания БП (А-340-053), предназначенный для формирования питающих напряжений, подающихся на блоки УВВ и ЦВУ.

7. Щиток управления ЩУ (А-323-008), предназначенный для управления системой БРНО-29 - оперативной смены ППМ, аэродромов, радиомаяков и режимов работы системы.

8. Блок управления БУ (А-323-007), предназначенный для оперативного обращения к алгоритмам и программе ЦВУ, для формирования из разовых команд ЩУ 20-разрядного слова пультового обмена, а также для электрической фиксации кнопок ЩУ.

9. Блок преобразования кодов БПК (А-323-006), предназначенный для приема цифровых сигналов в виде последовательного биполярного кода от блока БИ и от внешних систем; для преобразования принятых сигналов в сигналы двоичного последовательного 20-разрядного кода с целью обмена информацией с блоком УВВ по одному каналу передачи информации, а также для приема сигналов в форме двоичного последовательного кода от блока УВВ.

10. Пульт ввода программы ПВП (А-323-009), предназначенный для ввода перед полетом программы полета (координаты трех ППМ, трех аэродромов, трех радиомаяков РСБН с номерами частотно-кодовых каналов навигации и посадки; посадочные курсы ВПП аэродромов; типы радиомаяков навигации; пеленги четырех реперных точек, стояночный курс самолета, географическая широта начала координат), а также для контроля правильности введенной информации.

11. Устройство защиты УЗ (А-323-026), предназначенное для предупреждения выхода из строя унифицированных линеек питания в блоках при изменениях напряжения 27 В в бортовой сети.

Конструктивно приемник, передатчик, блок измерения, цифровое вычислительное устройство, устройство ввода и вывода, блок питания собраны в виде моноблока на единой амортизационной раме (А-323-005). В совокупности цифровое вычислительное устройство, устройство ввода и вывода и блок питания образуют навигационный вычислитель цифровой (НВЦ). В ряде случаев считают, что система БРНО-29 состоит из двух частей: бортовой аппаратуры РСБН и НВЦ.

В режиме НАВИГАЦИЯ система БРНО-29 определяет значения полярных координат самолета (А и Д) относительно выбранного радио-

маяка. Измеренные значения А и Д используются для автоматической коррекции ТКМС, определенных методом инерциального или курсовоздушного счисления пути. Использование высокоточных данных (А и Д) о местоположении самолета (в зоне действия наземных радиомаяков РСБН) для коррекции координат самолета, определенных автономными датчиками, значительно повышает точность решения навигационных задач. Полет самолета МиГ-29Бпо заданному маршруту выполняется курсовым методом с использованием ППМ. При этом в САУ из навигационного цифрового вычислителя БРНО-29 выдается заданный курс ($\varphi_{зад}$) и оставшаяся дальность до ППМ или аэродрома.

В ручном режиме навигации при работе с наземными радиомаяками РСБН полярные координаты самолета ($A_р$, $Д_р$) выдаются на пилотажно-навигационный прибор ПНП-72-12 непосредственно с блока БИ, (здесь и далее индекс "$р$" означает слово "радиотехнический"). Кроме этого, система БРНО-29 в режиме посадки определяет дальность до точки приземления с использованием сигналов ретранслятора дальномера посадочного радиомаяка и решает задачу опознавания самолета на индикаторе кругового обзора наземного радиомаяка РСБН. В режиме захода на посадку БРНО-29 определяет и выдает для индикации в СЕИ-31, на ПНП-72-12 и КШ сигналы $\varepsilon_к$ и $\varepsilon_г$.

Управление системой БРНО-29 производится со щитка управления ЩУ, установленного в кабине МиГ-29Б, путем включения кнопок и тумблеров, обеспечивающих оперативную смену ППМ, аэродромов, радиомаяков и режимов работы системы.

### 6.2.3. Система воздушных сигналов СВСП-72-3-2

Система воздушных сигналов СВСП-72-3-2 предназначена для формирования и выдачи сигналов о высотно-скоростных параметрах полета:

- истинной воздушной скорости $V_{ист}$;
- приборной скорости $V_{пр}$;
- абсолютной барометрической высоте $H_{абс}$;
- относительной барометрической высоте $H_{отн}$;
- числе Маха $M$;
- заданных значениях $H_{отн}$ и $V_{ист}$, которые обозначены $H_{зад}$ и $V_{зад}$.

Кроме того, система СВСП-72-3-2 формирует разовый сигнал +27 В при установке барометрического давления на уровне земли $P_0$, равного 760 мм рт.ст. Определение высотно-скоростных параметров полета системой СВСП-72-3-2 производится на основе измерения статического и полного давлений, получаемых от приемника воздушного давления ПВД-18, и температуры торможения, получаемой от приемника температуры П-90.

Система воздушных сигналов СВСП-72-3-2 включает в свой состав следующие части (см.рис.6.I):

I. Блок воздушных параметров БВП-II, предназначенный для формирования и выдачи потребителям, а также на указатели сигналов $H_{абс}$, $V_{пр}$, статического $P_{ст}$ и динамического $P_д$ давлений.

2. Указатель высоты УВ-30-2, предназначенный для формирования и выдачи потребителям сигнала $H_{отн}$.

3. Указатель скорости и числа Маха УМС-2, 5-2, предназначенный для формирования и выдачи потребителям $V_{ист}$ и числа $M$.

Время готовности системы СВСП-72-3-2 к работе после включения электропитания не превышает 2 мин. Масса системы (без монтажных деталей и рамы) не превышает II,5 кг. Система обеспечивает проверку встроенным контролем одной точки диапазона каждого выдаваемого параметра: $V_{ист}$ = 800 км/ч; $H_{абс}$ = 5000 м, $H_{отн}$ = 5000 м; $V_{пр}$ = 636 км/ч; числа $M$ = 0,693.

Сформированные в системе СВСП-72-3-2 сигналы $V_{ист}$ и $H_{отн}$ поступают в НВЦ БРНО-29; они используются для курсовоздушного счисления пути и формирования сигналов для вертикального маневра при заходе на посадку. Остальные параметры, определяемые СВСП-72-3-2, индицируются на приборах в кабине и выдаются в САУ и на СЕИ для использования при пилотировании самолета по маршруту и при заходе на посадку.

### 6.2.4. Блок коммутации БК-55-I

Блок коммутации БК-55-I предназначен для осуществления связей между составными частями системы навигации СН-29, а также для ее связи с комплексом ОЭПрНК и САУ. Блок коммутации БК-55-I коммутирует сигналы и разовые команды в различных режимах работы системы СН-29, формирует сигналы готовности.

Масса блока коммутации - не более I,7 кг.

## 6.3. Алгоритмы функционирования системы навигации СН-29

### 6.3.I. Системы координат, используемые в СН-29

Разнородные требования, предъявляемые к системе СН-29, обуславливают применение в ней нескольких систем координат. Применение инерциальной навигационной системы вызывает необходимость использования системы координат, связанной с гиростабилизированной платформой. Определение ТКМС осуществляется в условно-географической системе координат. Специфика работы РСБН потребовала ввести в рассмотрение полярную (азимутально-дальномерную) систему координат.

#### Система координат, связанная с комплексом ИК-ВК-80-4

В информационном комплексе ИК-ВК-80-4 используется прямоугольная система координат $O\xi'\eta'\zeta'$, начало которой совмещено с центром масс самолета (см.рис.6.2). Ось $O\zeta'$ направлена вверх по местной вертикали. Оси $O\xi'$ и $O\eta'$ лежат в плоскости, перпендикулярной оси $O\zeta'$. По осям $O\xi'$ и $O\eta'$ ориентированы оси акселерометров. Следовательно, система $O\xi'\eta'\zeta'$ не вращается вокруг вертикальной оси в абсолютном пространстве, т.е. это горизонтальная, свободная в азимуте система координат. В этой системе производится вычисление составляющих абсолютной скорости самолета $v_{\xi'}(t)$ и $v_{\eta'}(t)$ (см.соотношение (6.I)), а также измерение гироскопического курса $\varphi_г$ (см.рис.6.3). В режиме ПОДГОТОВКА ось $O\xi'$ платформы ИКВ принудительно выставляется по продольной оси самолета. При переходе в режим РАБОТА платформа ИКВ становится свободной в азимуте.

#### Горизонтальная связанная система координат

Горизонтальная связанная система координат представляет собой прямоугольную систему координат $O\xi\eta\zeta$ (см.рис.6.2). Начало ее (точка О) совмещено с центром масс самолета. Ось $O\zeta$ совпадает с осью $O\zeta'$. Ось $O\eta$ направлена на север, ось $O\xi$ направлена на восток. Система $O\xi\eta\zeta$ образует подвижный

географический трехгранник. Связь между осями координат систем $O\xi\eta\zeta$ и $O\xi'\eta'\zeta'$ определяется величиной угла $A_г$, т.е. условно-географическим азимутом гироплатформы ИКВ (см.(4.3)). $A_г$ представляет собой угол в горизонтальной плоскости, отсчитываемый от оси $O\eta$ (т.е. от направления на север) по часовой стрелке до оси $O\xi'$ (т.е. оси гиростабилизированной платформы).

## Условно-географическая система координат

В системе навигации СН-29 счисление пути ведется в условно-географической (ортодромической) системе координат (см.рис.6.2). Условно-географическая система координат является частью географической системы координат и представляет собой зону между соответствующими меридианами и параллелями на поверхности Земли. Длина каждой стороны зоны равна 36°. Этой зоной ограничивается область действия СН-29, а следовательно, и самолета МиГ-29Б Начало условно-географической системы координат (точка $O_у$) выбирается в нижнем левом углу "квадрата". Условно-географическая широта $\Delta\varphi$ и условно-географическая долгота $\Delta\lambda$ какой-либо точки (например, центра масс самолета $O$) отсчитываются в приращениях (в градусах) условно-географических координат относительно точки $O_у$, географические координаты которой $\varphi_0$ и $\lambda_0$. В условно-географической системе координат производится определение ТКМС.

## Прямоугольная система координат, связанная с аэродромом или ППМ

Для формирования сигналов, обеспечивающих управление самолетом в режимах маршрутного полета, возврата и посадки, используется прямоугольная система координат $XO_aZ$ (см.рис.6.4), начало которой $O_a$ связано с серединой ВПП (или с ППМ), ось $O_aX$ направлена вдоль ВПП для режимов ВОЗВРАТ и ПОСАДКА или на восток - для режима маршрутного полета, ось $O_aZ$ направлена перпендикулярно оси $O_aX$.

н/с

Рис. 6.4

### 6.3.2. Определение текущих координат местоположения самолета

Инерциальное счисление пути

В режиме инерциального счисления пути основным датчиком информации является комплекс ИК-ВК-80-4. При этом путем интегрирования сигналов акселерометров $a_{\xi'}$ и $a_{\eta'}$ в цифровых интеграторах в блоке БУС-3 с учетом начальных условий определяются согласно (6.I) составляющие абсолютной линейной скорости самолета $v_{\xi'}$ и $v_{\eta'}$. Затем в вычисленные значения скоростей вводятся поправки, обусловленные дрейфом гироскопов и методическими погрешностями. При этом основные соотношения имеют вид:

$$v'_{\xi'} = v_{\xi'} - \Delta v^{др}_{\xi'} - \Delta v^{м}_{\xi'};$$
$$v'_{\eta'} = v_{\eta'} - \Delta v^{др}_{\eta'} - \Delta v^{м}_{\eta'}; \tag{6.4}$$

где $v'_{\xi'}$ и $v'_{\eta'}$ - составляющие абсолютной скорости самолета с учетом поправок; $\Delta v^{др}_{\xi'}$ и $\Delta v^{др}_{\eta'}$ - поправки, обусловленные постоянными составляющими дрейфов гироскопов; $\Delta v^{м}_{\xi'}$ и $\Delta v^{м}_{\eta'}$ - поправки, обусловленные методическими погрешностями, в которых учитывается, что форма Земли принята в виде эллипсоида вращения с большой полуосью $a$ = 6378245 м и эллиптичностью $\frac{\Delta'}{2}$ = =0,0033467I3. Указанные поправки рассчитываются в НВЦ БРНО-29.

Скорректированные составляющие абсолютных скоростей самолета пересчитываются в горизонтальную связанную систему координат $O\xi\eta\zeta$:

$$v_E = v'_{\xi'} \sin A_г - v'_{\eta'} \cos A_г;$$
$$v_N = v'_{\xi'} \cos A_г + v'_{\eta'} \sin A_г, \tag{6.5}$$

где $v_E$ и $v_N$ - проекции абсолютной скорости самолета на оси $O\xi$ и $O\eta$ соответственно; $A_г$ - условно-географический азимут гироплатформы ИКВ.

Величина угла $A_г$ в СН-29 согласно (6.3) определяется выражением

$$A_г = \varphi_{ио} + \Delta\lambda \sin\varphi - \Delta\lambda_{аэр1} \sin\varphi_{аэр1} + \delta A_г ,$$

$$\text{где } \delta A_г = \frac{1}{R}\int_0^{\tau}(\Omega_з R\sin\varphi - R\frac{d\varphi}{dt}\Delta\lambda\cos\varphi + \Delta v_{\zeta'}^{др})\,d\tau ; \qquad (6.6)$$

$\varphi_{ио}$ – стояночный курс самолета; $\Delta\lambda$ – условно-географическая долгота самолета; $\varphi$ и $\lambda$ – географические широта и долгота самолета; $\varphi_{аэр1}$ и $\lambda_{аэр1}$ – географические широта и долгота середины ВПП аэродрома вылета; $\Delta\varphi_{аэр1}$ и $\Delta\lambda_{аэр1}$ – условно-географические широта и долгота середины ВПП аэродрома вылета; $R$ = 6411 км; $\Omega_з$ = 7,29·10$^{-5}$ 1/с – угловая скорость вращения Земли; $\Delta v_{\zeta'}^{др}$ – поправка, учитывающая погрешность из-за постоянной составляющей дрейфа гироскопа.

При отсутствии разовой команды ГОТ.ИКВ$_{осн}$/ИСПР.ИНФ.ИКВ$_{осн}$ или при наличии входной разовой команды ИКВ$_{зап}$ в формуле (6.6) величина $\Delta v_{\zeta'}^{др}$ заменяется на константу из ПЗУ-2, равную паспортному значению азимутального дрейфа гироскопа запасной ИКВ.

Определение стояночного курса самолета $\varphi_{ио}$ (т.е. начального положения продольной оси самолета) в СН-29 может производиться разными способами:

- методом выставки по индукционному датчику;
- методом гирокомпасирования с вращением платформы;
- методом выставки с помощью оптического визира, при котором измеряется угол между продольной осью самолета и направлением на выбранную реперную точку $\varphi_{арт}$(пеленг реперной точки);
- оптическим методом с помощью теодолита (разметка стоянки) при этом угол $\varphi_{ио}$ вводится в НВЦ с помощью пульта ПВП.

Кроме того, предполагается реализовать метод гирокомпасирования с вращением платформы.

По известным составляющим $v_E$ и $v_N$ в НВЦ рассчитываются проекции на оси $O\xi$ и $O\eta$ вектора абсолютной угловой скорости вращения центра масс самолета вокруг центра Земли:

$$\omega_E = -\frac{v_N}{R}(1+\Delta'\cos^2\varphi - \delta\rho);$$
$$\omega_N = \frac{v_E}{R}(1 - \delta\rho); \qquad (6.7)$$

$$\text{где } \delta\rho = (H_{отн} + a\frac{\Delta'}{2}\sin^2\varphi + a - R)/R . \qquad (6.8)$$



2016

В соотношениях (6.7) учитываются поправки, обусловленные эллиптичностью Земли и относительной высотой полета. Зная составляющие абсолютной скорости, с учетом переносной скорости, обусловленной вращением Земли, можно получить составляющие земной (относительной) скорости самолета. Зная широту самолета, можно определить горизонтальную составляющую угловой скорости вращения Земли:

$$\omega_{зг} = \Omega_з \cos\varphi. \qquad (6.9)$$

Вектор $\vec{\omega}_{зг}$ направлен вдоль географического меридиана на север, поэтому проекции на оси $O\xi$ и $O\eta$ земной (полной путевой) угловой скорости вращения центра масс самолета согласно (6.7) соответственно равны:

$$\frac{d\varphi}{dt} = -\omega_E;$$
$$\frac{d\lambda}{dt}\cos\varphi = \omega_N - \Omega_з\cos\varphi. \qquad (6.10)$$

Множитель $\cos\varphi$ во втором уравнении (6.10) представляет собой широтную поправку для пересчета угловой скорости $\frac{d\lambda}{dt}$ для экватора в угловую скорость для той параллели, на которой находится самолет.

Отметим, что для повышения точности вычислений в НВЦ БРНО-29 используются соответствующие линейные величины. В соответствии с этим соотношения (6.10) в СН-29 имеют вид:

$$R\frac{d\varphi}{dt} = -R\omega_E;$$
$$R\frac{d\lambda}{dt}\cos\varphi = R\omega_N - R\Omega_з\cos\varphi. \qquad (6.11)$$

Чтобы определить текущие значения ТКМС в условно-географической системе координат, необходимо с учетом начальных значений проинтегрировать составляющие земной угловой скорости $\frac{d\varphi}{dt}$ и $\frac{d\lambda}{dt}\cos\varphi$.

В соответствии с (6.11) можно получить:

$$\Delta\varphi = \Delta\varphi_{аэр1} + \delta\varphi, \qquad (6.12)$$

где

$$\delta\varphi = \frac{1}{R}\int_0^{\tau} R\left(\frac{d\varphi}{dt}\right)\Big|_{t=\tau} d\tau =$$
$$= -\frac{1}{R}\int_0^{\tau} R\,\omega_E\, d\tau; \qquad (6.13)$$

$$\Delta\lambda\cos\varphi = \Delta\lambda_{аэр1}\cos\varphi_{аэр1} + \delta\lambda\cos\varphi, \qquad (6.14)$$

где

$$\delta\lambda\cos\varphi = \frac{1}{R}\int_0^{\tau}\left[R\left(\frac{d\lambda}{dt}\right)\Big|_{t=\tau}\cos\varphi -\right.$$
$$\left.- R\left(\frac{d\varphi}{dt}\right)\Big|_{t=\tau}\delta\lambda\sin\varphi\right]d\tau =$$
$$= \frac{1}{R}\int_0^{\tau}\left[R(\omega_N - \Omega_з\cos\varphi) + R\omega_E\,\delta\lambda\sin\varphi\right]d\tau. \qquad (6.15)$$

При написании (6.15) учтено, что величина $\varphi$ также является функцией времени, и в таком случае имеет место равенство:

$$\frac{d}{dt}(\delta\lambda\cos\varphi) = \frac{d}{dt}(\delta\lambda)\cos\varphi - \delta\lambda\sin\varphi\frac{d\varphi}{dt}.$$

Величина $\tau$ в формулах (6.13) и (6.15) представляет собой время полета, которое определяется от момента отрыва самолета от ВПП, т.е. по пропаданию входной разовой команды ЗАПРЕТ СЧИСЛЕНИЯ.

Режим автономного инерциального счисления пути, при котором составляющие земной угловой скорости определяются по информации от ИКВ, начинается при наличии разовой команды ОСНОВНОЙ РЕЖИМ.

Таким образом, определяемые согласно (6.12) и (6.14) величины $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ и являются текущими условно-географическими координатами самолета.

## Курсовоздушное счисление пути

Режим курсовоздушного счисления ТКМС является запасным, поскольку ему присущи бо́льшие погрешности определения условно-географических координат $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$. Курсовоздушный режим счисления пути применяется при отсутствии входной разовой команды ОСНОВНОЙ РЕЖИМ. При этом составляющие земной (относительной) угловой скорости $R\frac{d\varphi}{dt}$ и $R\frac{d\lambda}{dt}\cos\varphi$ вычисляются на

основе информации от СВС в соответствии с формулами (см.рис.6.3):

$$R\frac{d\varphi}{dt} = V_{ист}\cos\vartheta\cos\psi_и(1+\Delta'\cos^2\varphi-\delta\rho);$$
$$R\frac{d\lambda}{dt}\cos\varphi = V_{ист}\cos\vartheta\sin\psi_и(1-\delta\rho), \quad (6.16)$$

где $V_{ист}$ - истинная воздушная скорость от СВСП-72-3-2; $\vartheta$ - тангаж самолета.

При наличии признака РАБОТА истинный курс $\psi_и$ определяется в виде

$$\psi_и = \psi_г + A_г, \quad (6.17)$$

где $\psi_г$ - гироскопический курс от основной или запасной ИКВ в зависимости от наличия разовой команды ГОТ.ИКВ$_{осн}$/ ИСПР.ИНФ. ИКВ$_{осн}$. При отсутствии признака РАБОТА также используется формула (6.17), но если есть разовая команда ГИРОКОМПАСИРОВАНИЕ или ЗАПОМИНАНИЕ, то $\psi_и = A_г$.

Зная $R\frac{d\varphi}{dt}$ и $R\frac{d\lambda}{dt}\cos\varphi$, в соответствии с (6.12) и (6.14) в НВЦ вычисляются текущие условно-географические координаты $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ центра масс самолета.

Определение режима счисления пути (инерциальный или курсовоздушный) производится по разовой команде ОСНОВНОЙ РЕЖИМ. Одним из необходимых условий формирования разовой команды ОСНОВНОЙ РЕЖИМ является наличие разовой команды ГОТОВНОСТЬ ОСНОВНОГО РЕЖИМА, которая выдается программой при наличии в "слове признаков" признака ГОТОВНОСТЬ ОСНОВНОГО. Признак ГОТОВНОСТЬ ОСНОВНОГО снимается, если отсутствует разовая команда ГОТ.ИКВ$_{осн}$/ ИСПР. ИНФ. ИКВ$_{осн}$ или нет признака ИСПРАВНОСТЬ ИНТЕГРАТОРОВ.

## Радиокоррекция

С целью повышения точности определения ТКМС в системе СН-29 применяется автоматическая коррекция счисленных координат (инерциальным или курсовоздушным методом) на основе информации от РСБН. На основании координат $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$, вычисленных методом автономного счисления пути, с учетом известных координат радиомаяка РСБН, номер которого задан на ЩУ, и относительной высоты

$H_{отн}$ (см.рис.6.5) рассчитывается наклонная дальность $D_a$ и азимут самолета $A_a$ :

$$D_a = R_з \sqrt{k_п^2 (B_1^2 + B_2^2) + (H_{отн} / R_з)^2}\ ; \quad (6.18)$$

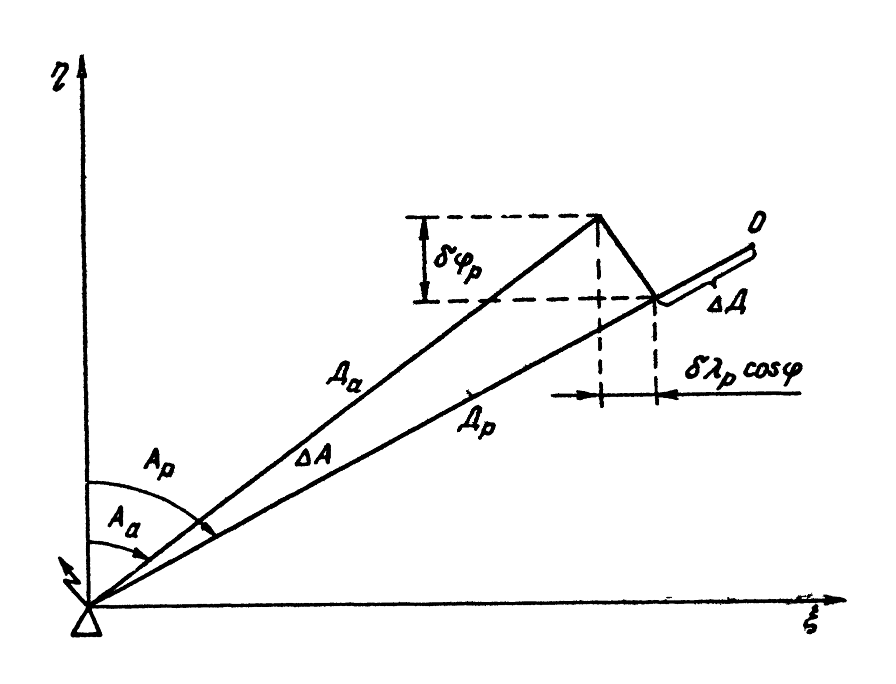
$$A_a = arctg \frac{B_1}{B_2}\ , \quad (6.19)$$

где
$$B_1 = \cos\varphi\, l \left(1 - \frac{1}{6} l^2\right);$$

$$B_2 = f(1 - \Delta' \cos 2\varphi) + \frac{1}{4} l^2 \sin 2\varphi;$$

$$f = \Delta\varphi - \Delta\varphi_{рм}; \qquad l = \Delta\lambda - \Delta\lambda_{рм};$$

$R_з$ - радиус Земли; $k_п$ = 1,0039 - константа ПЗУ-2, учитывающая методическую погрешность формул; $\Delta\varphi_{рм}$ и $\Delta\lambda_{рм}$ - условно-географические координаты радиомаяка РСБН.




Р и с. 6.5

Полученные с помощью БРНО-29 в зоне действия наземных радиомаяков РСБН значения дальности $D_p$ и вектора $A_p$ являются более точными, чем $D_a$ и $A_a$, и применяются для их коррекции. В НВЦ БРНЮ-29 формируются разности:

$$\Delta D = D_p - D_a ;$$
$$\Delta A = A_p - A_a , \qquad (6.20)$$

на основании которых вырабатываются мгновенные значения поправок (невязок) к условно-географическим координатам самолета:

$$R\delta\varphi_p = -\Delta D_a \cos A_a + D_a \Delta A_a \sin A_a ;$$
$$R\delta\lambda_p \cos\varphi = -D_a \Delta A_a \cos A_a - \Delta D_a \sin A_a . \qquad (6.21)$$

Признак РАЗРЕШЕНИЕ КОРРЕКЦИИ формируется при одновременном выполнении следующих условий: есть признаки СОПРОВОЖДЕНИЕ $D$ и СОПРОВОЖДЕНИЕ $A$ из РСБН; $|\Delta D_a| < \varepsilon$ и $|\Delta A_a D_a| < \varepsilon$, где $\varepsilon = 40$ км – константа ПЗУ-2, отсутствует признак ПОСАДКА; номер РМ в слове пульта отличен от нуля. При невыполнении хотя бы одного из перечисленных условий признак РАЗРЕШЕНИЕ КОРРЕКЦИИ снимается.

При наличии признака РАЗРЕШЕНИЕ КОРРЕКЦИИ и отсутствии разовых команд ЗАПРЕТ СЧИСЛЕНИЯ и ОСТАНОВ выполняется коррекция счисленных координат по радиоданным от БРНЮ-29 и формируются откорректированные значения условно-географических координат самолета согласно (6.12) и (6.14), в которых значения $\delta\varphi$ и $\delta\lambda\cos\varphi$ определяются с учетом сглаженных значений поправок (6.21).

Откорректированные значения $\delta\varphi$ и $\delta\lambda\cos\varphi$ вычисляются в дискретные моменты времени

$$\delta\varphi(t_{k+1}) = \delta\varphi(t_k) - k_1 \delta\varphi_p \Delta t ;$$
$$\delta\lambda(t_{k+1})\cos\varphi(t_{k+1}) = \delta\lambda(t_k)\cos\varphi(t_k) - \qquad (6.22)$$
$$- k_1 \delta\lambda_p \cos\varphi(t_k)\Delta t ,$$

где $k_1 = 0{,}2 \ 1/c$, $\Delta t = t_{k+1} - t_k$.

Поправки $\delta\varphi_p$ и $\delta\lambda_p$ определяются согласно (6.21), в которых величины $\Delta D$ и $\Delta A$ равны:

$$\Delta D(t_{k+1}) = D_p(t_{k+1}) - D_a(t_k);$$
$$\Delta A(t_{k+1}) = A_p(t_{k+1}) - A_a(t_k).$$

## Визуальная коррекция

В системе навигации СН-29, кроме коррекции текущих координат по информации от РСБН, предусмотрена визуальная коррекция по пролету ориентиров, координаты которых заданы как ППМ или аэродромы.

При наличии входной разовой команды ВИЗУАЛЬНАЯ КОРРЕКЦИЯ величина $\Delta\varphi_{ппм} - \Delta\varphi_{аэр\,1}$ (или $\Delta\varphi_{аэр} - \Delta\varphi_{аэр\,1}$) переписывается в ячейку, в которой хранится величина $\delta\varphi$ (см.соотношение (6.13)), затем согласно (6.12) уточняется текущее значение широты.

Аналогично в ячейку, в которой хранится величина $\delta\lambda\cos\varphi$ (6.15), записывается величина

$$\Delta\lambda_{ппм}\cos\varphi_{ппм} - \Delta\lambda_{аэр\,1}\cos\varphi_{аэр\,1}$$

(или $\Delta\lambda_{аэр}\cos\varphi_{аэр} - \Delta\lambda_{аэр\,1}\cos\varphi_{аэр\,1}$).

Для обеспечения коррекции по визуальным ориентирам (в полете без радиокоррекции) после загорания табло $D <$ 40 км на щитке ЩУ не нажимать кнопку-лампу табло ППМ-АЭР, соответствующую следующему пункту маршрута, а, пролетая над этим ориентиром, следует нажать кнопку-лампу ВК/ОБНУЛ.

## Управление самолетом в горизонтальной плоскости при возврате и посадке

Возврат на аэродром осуществляется по кривой предпосадочного маневра при наличии признака ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ВОЗВРАТА. Для обеспечения управления самолетом с помощью программы формируются и выдаются на индикацию $\psi_и$ и $\psi_{зад}$, дальность до аэродрома $D_{аэр}$, азимута $A_{аэр}$, отклонения от вычисленной заданной высоты

$\Delta H_{зад}$, выходные разовые команды ПОСАДКА, ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПОВТОРНОГО ЗАХОДА, СНИЖЕНИЕ. Для проведения навигационных расчетов используется прямоугольная система координат $OaXZ$, связанная с аэродромом посадки (см.рис.6.4). В этой системе координат непрерывно определяются координаты $X$ и $Z$ самолета относительно ВПП:

$$X = -R_з\left[(\Delta\varphi - \Delta\varphi_{аэр})\cos\psi_{пос} + (\Delta\lambda\cos\varphi - \Delta\lambda_{аэр}\cos\varphi)\sin\psi_{пос}\right];$$

$$Z = R_з\left[(\Delta\lambda\cos\varphi - \Delta\lambda_{аэр}\cos\varphi)\cos\psi_{пос} - (\Delta\varphi - \Delta\varphi_{аэр})\sin\psi_{пос}\right]. \qquad (6.23)$$

Географический курс посадки $\psi_{пос}$ берется равным: $\psi_{пос} = \psi_{впп}$ или $\psi_{пос} = \psi_{впп} + 180^0$ при наличии разовой команды КУРС ОБРАТНЫЙ.

Азимут и дальность до аэродрома определяются как

$$A_{аэр} = \psi_{пос} - \operatorname{arctg}\frac{Z}{X} + 180°;$$

$$Д_{аэр} = \sqrt{X^2 + Z^2}. \qquad (6.24)$$

На приборе навигационном плановом ПНП-72-12 индицируется значение $Д_{аэр}$.

На первом этапе режима возврата самолет летит на точку пересечения (ВТ*) касательной с окружностью разворота радиуса $R_1$ = 5 км (константа ПЗУ-2). При этом в навигационном вычислителе НВЦ определяются координаты вынесенной точки (ВТ) $x_{ВТ}$ и $z_{ВТ}$, лежащей на продолжении касательной и удаленной от точки ВТ* на расстояние $R1$, с использованием разности $\Delta\psi$ между значением заданного курса с предыдущего цикла $\psi_{зад}^{пред}$ и $\psi_{пос}$:

$$x_{ВТ} = L_п - R_1(\sin\Delta\psi + \cos\Delta\psi) \quad при \quad z \geqslant 0;$$

$$x_{ВТ} = L_п + R_1(\sin\Delta\psi - \cos\Delta\psi) \quad при \quad z < 0;$$

$$z_{ВТ} = R_1(\sin\Delta\psi + 1 - \cos\Delta\psi) \quad при \quad z \geqslant 0; \qquad (6.25)$$

$$z_{ВТ} = R_1(\sin\Delta\psi - 1 + \cos\Delta\psi) \quad при \quad z < 0,$$

где $L_п$ = 20 км - константа ПЗУ-2.

Затем рассчитываются дальность до вынесенной точки и заданный путевой угол по формулам

$$D_{вт} = \sqrt{(x - x_{вт})^2 + (z - z_{вт})^2}; \qquad (6.26)$$
$$\psi_{зпу} = \psi_{пос} - arctg\,\frac{z - z_{вт}}{x - x_{вт}}.$$

Новое значение заданного курса определяется по формуле

$$\psi_{зад} = \psi_{зад}^{пред} + k_2(\psi_{зпу} - \psi_{зад}^{пред}), \qquad (6.27)$$

где $k_2$ = 0,2 - константа ПЗУ-2.

На следующем цикле программы вычисления в соответствии с выражениями (6.23)-(6.27) повторяются, что обеспечивает непрерывный пересчет параметров касательной при движении самолета.

При выполнении условия $D_{вт} < D_{рзв}$, где $D_{рзв} = R_1 + l_в$, $l_в$ = I км - константа ПЗУ-2, или при дальности до центра окружности $D_{цк} < R_1$ + 0,245 км, где

$$D_{цк} = \sqrt{(L_п - x)^2 + (|z| - R_1)^2}, \qquad (6.28)$$

запоминается внутренний признак РАЗВОРОТ. По признаку РАЗВОРОТ формируется вынесенная точка с координатами:

$$x_{вт} = x - l_y; \qquad (6.29)$$
$$z_{вт} = 0,$$

где $l_y$ = 2,5 км - дальность упреждения.

Выведение самолета в курсоглиссадную зону осуществляется по кривой "погони" (второй этап предпосадочного маневра) (см.рис. 6.4). При этом заданный путевой угол вычисляется по формуле

$$\psi_{зпу} = \psi_{пос} - arctg\,\frac{z}{l_y}. \qquad (6.30)$$

В случае отсутствия признака ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПОВТОРНОГО ЗАХОДА и при выполнении условий:

$$L_{min} < x < L_{max},\quad |z| < z_п,\quad |\psi_и - \psi_{пос}| < 45°, \qquad (6.31)$$
$$H_{отн} < H_{п\,max},$$

где $L_{min} = 8$ км, $L_{max} = 35$ км, $z_п = 1,5$ км, $H_{п\,max} = 125$ м — константа ПЗУ-2, запоминается внутренний признак ПОСАДКА и начинается третий этап предпосадочного маневра, на котором

$$\varphi_{зпу} = \varphi_{пос} .$$

Признак ПОСАДКА выдается в виде разовой команды ПОСАДКА в РСБН, которая переходит в посадочный режим и обеспечивает формирование для летчика курсоглиссадной информации при выполнении посадки.

Как видно из (6.31), признак ПОСАДКА может сформироваться и при отсутствии признака РАЗВОРОТ, например, при заходе "с прямой". Поэтому для обеспечения включения алгоритма повторного захода при появлении признака ПОСАДКА автоматически устанавливается признак РАЗВОРОТ.

Если поступает разовая команда ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД и есть признак РАЗВОРОТ и $x < L_п$, то запоминается внутренний признак ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПОВТОРНОГО ЗАХОДА. Этот признак выдается в виде разовой команды для подсветки кнопки-лампы ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД и снимает признак ПОСАДКА.

В случае отсутствия разовой команды КРУГ ЛЕВЫЙ

$$x_{вт} = x + l_y , \quad z_{вт} = 2R_1 ; \tag{6.32}$$

при наличии разовой команды КРУГ ЛЕВЫЙ

$$x_{вт} = x + l_y , \quad z_{вт} = -2R_1 . \tag{6.33}$$

При этом осуществляется повторный заход самолета на аэродром посадки путем "погони" за вынесенной точкой.

Когда осуществляется пролет линии $x = L_п$, признак ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПОВТОРНОГО ЗАХОДА снимается. Поскольку признак РАЗВОРОТ присутствует, то возврат на аэродром продолжается таким же образом, как на втором этапе.

Признаки ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ВОЗВРАТА и ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПОВТОРНОГО ЗАХОДА можно снять нажатием кнопки-лампы ВОЗВРАТ на ЩУ.

На рис.6.4 приведены варианты заходов на посадку в режиме ВОЗВРАТ. Выполнению маневра из точки I соответствует случай с

прохождением последовательно всех этапов возврата: на первом этапе полет на ВТ*, расположенную на окружности разворота, на втором этапе полет по "кривой погони" с последующим переходом на третий этап, представляющий собой заход на посадку по курсо-глиссадной информации, а также этап повторного захода.

Выполнение маневра из точки 6 отличается от предыдущего тем, что на первом этапе самолет выводится произвольным образом к окружности разворота и переход на второй этап осуществляется при попадании в пространство, ограниченное окружностью разворота.

Варианты маневров из точек 8, I0 отражают возможности перехода от первого этапа к третьему, минуя второй. Различие между ними состоит в том, что при маневре из точки 8 на первом этапе осуществляется ручной выход на прямую посадки, а при маневре из точки I0 на первом этапе осуществляется полет на ВТ* I0 с управлением по $\varphi_{зад}$.

## Управление самолетом в вертикальной плоскости при возврате

При наличии признака ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ВОЗВРАТА управление самолетом в вертикальной плоскости осуществляется путем вычисления и выдачи в САУ и на индикацию отклонения от заданной высоты $\Delta H_{зад}$. Высота $H_{зад}$ (см.рис.6.6) определяется следующими зависимостями:

$$H_{зад} = H_1 + tg\,\alpha(D_{ВТ} - D_1) \text{ при } D_1 \leqslant D_{ВТ} < D_2; \qquad (6.34)$$

$$H_{зад} = H_2 \qquad \text{при} \quad D_{ВТ} \geqslant D_2;$$

$$H_{зад} = H_1 \qquad \text{при} \quad D_{ВТ} < D_1$$

или при наличии признака РАЗВОРОТ,

где $H_1 = 600$ м; $H_2 = 13000$ м; $D_1 = 15$ км; $\alpha = 7^0$ - константы ПЗУ-2.

Отклонение от заданной высоты $\Delta H_{зад}$ рассчитывается по формулам

$$\Delta H_{зад} = H_{отн} - H_{зад} \qquad \text{при} \quad |H_{отн} - H_{зад}| < \Delta H_1; \qquad (6.35)$$

$$\Delta H_{зад} = sign(H_{отн} - H_{зад})\Delta H_1 \text{ при } |H_{отн} - H_{зад}| \geqslant \Delta H_1,$$



где $\Delta H_1$ = 560 м – константа ПЗУ-2.

Р и с. 6.6.

Максимальная высота $H_{max}$, с которой может быть осуществлено снижение самолета до заданной высоты с допустимыми углами наклона траектории, определяется выражениями

$$H_{max} = H_1 + H_2 \quad \text{при} \quad D_{BT} < D_1 \quad \text{или РАЗВОРОТ = I;}$$

$$H_{max} = H_1 + \Delta H_2 + tg\,\beta(D_{BT} - D_1) \quad \text{при} \quad D_1 \leqslant D_{BT} \leqslant D_3\,; \qquad (6.36)$$

$$H_{max} = 28274 \text{ м} \quad \text{при} \quad D_{BT} > D_3\,;$$

где $\Delta H_2$ = 560 м, $\beta = 8^0$ – константы ПЗУ-2. Значение $D_3$ определяется пересечением наклонного участка кривой $H_{max}$ с высотой 28274. Если $H_{отн} > H_{max}$, то на индикацию выдается разовая команда СНИЖЕНИЕ.

Управление самолетом на маршруте

Полет самолета на выбранный ППМ выполняется курсовым методом. Если отсутствует признак ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ВОЗВРАТА, то осуществляется полет на ППМ по кратчайшему расстоянию.

Когда в "слове пульта управления" присутствует разовая команда АЭРОДРОМ, то осуществляется полет на заданный ППМ (или на аэродром как на ППМ). При этом в НВЦ БРЮ-29 так же, как и в режиме возврата, рассчитываются параметры $\psi_и, \psi_{зад}, D, A$ по тем же самым формулам (6.23) - (6.27), в которых необходимо принять, что $\psi_{пос} = 90^0$; $x_{ВТ} = z_{ВТ} = 0$; $\Delta\psi_н = 0$; $\Delta\varphi_{аэр} = \Delta\varphi_{ппм/аэр}$; $\Delta\lambda_{аэр} = \Delta\lambda_{ппм/аэр}$ (см.рис.6.4).

В таком случае имеем, что

$$D_{ппм/аэр} = D_{ВТ};$$

$$A_{ппм/аэр} = \psi_{зад} + 180^\circ.$$

При указанном выше курсовом методе управления полетом реальные траектории полета могут достаточно сильно отличаться от тех траекторий, которые планировались при штурманской подготовке.

## 6.4. Режимы работы системы СН-29

Если отсутствуют управляющие сигналы от пультов ПВК-3I, ПК-3I и нет сигнала ПОДГОТОВКА, то при нахождении переключателя ПСР-3I в положении НВГ или $\varphi_0$ обеспечивается работа ОЭПрНК в режиме навигации. При этом в СЕИ выдаются сигналы только от СН-29, так как в решении навигационных задач БЦВМ ЦI00.02-0I участия не принимает. Изображения индикации на СЕИ в режиме навигации на этапах взлета, полета по маршруту и посадки приведены на рис. 5.25 - 5.27.

### 6.4.I. Подготовка СН-29 к работе

Перед включением СН-29 в работу производится ввод начальных данных в БРЮ-29, в ЗМС и УВ. К ним относятся географическая широта начальной точки (т.е. места проведения подготовки самолета), которая устанавливается на пульте ПШК-7, пеленги реперных точек, программа полета (координаты трех ППМ, трех аэродромов, трех

радиомаяков РСБН, номера ЧКК и типы маяков РСБН, номера ЧКК посадочных маяков, курсы ВПП аэродромов посадки, а также начальный географический курс самолета), магнитное склонение места проведения подготовки самолета к полету (на счетчике ЗМС) и барометрическое давление аэродрома вылета (на счетчике указателя УВ). Ввод начальных данных в НВЦ БРНЮ-29 производится с помощью ПВК, установленного в техническом отсеке самолета.

В нормальном режиме подготовки СН-29 определение начального географического курса производится с помощью оптико-электронных прицельных систем самолета с автоматическим последующим вводом курса в НВЦ по готовности $\varphi_{арт}$. В ускоренном режиме подготовки СН-29 определение начального географического курса производится с помощью индукционного датчика. Контроль введенной программы производится с помощью пульта ПВП.

### 6.4.2. Техническое диагностирование состояния системы СН-29

При техническом диагностировании состояния системы СН-29 решаются следующие задачи:

- оценка работоспособности как подсистем, так и всей системы в целом в полете и при наземном техническом обслуживании;
- оценка готовности системы к работе;
- изменение структуры системы при отказе подсистем;
- обеспечение поиска неисправностей подсистем с точностью до сменного блока (устройства).

Для решения этих задач предусмотрены следующие инструментальные средства диагностирования:

- встроенный контроль;
- контроль с помощью КПС.

Все виды контроля реализуются программно-логическим и аппаратурным способами, допусковым и функциональным методами диагностирования. В полете предполагается автоматическое, а на земле - автоматизированное диагностирование.

Встроенный контроль предназначен для автоматического определения работоспособности подсистем и всей системы СН-29 в целом, для оценки их состояния и необходимых логических изменений режимов работы. Он реализуется как с помощью специальных устройств, встроенных в аппаратуру, так и программно-логическим путем.

Встроенный контроль СН-29 проводится по подсистемам.

Развитой системой встроенного контроля обладает информационный комплекс ИК-ВК-80-4, обеспечивающий контроль его параметров, обнаружение неисправностей и управление режимами работы.

Проверка всех блоков и устройств, кроме арифметического, НВЦ системы БРНЮ-29 производится аппаратурным способом контроля. Арифметическое устройство контролируется программно-логическим способом, при котором используется контрольная тест-задача, решаемая в цикле выполнения основной задачи на земле и в полете.

Для контроля работоспособности аппаратуры РСБН, входящей в состав БРНЮ-29, используется аппаратурный способ. Метод контроля является функциональным, основанным на проверке наличия сигналов наземных радиомаяков навигации и посадки. При этом проверяется работоспособность всего тракта аппаратуры РСБН в целом на основе того, что на соответствующих индикаторах щитка управления и прибора ПНП-72-12 индицируются соответствующие сигналы (ГОТОВНОСТЬ АЗИМУТА, ГОТОВНОСТЬ ДАЛЬНОСТИ и др.).

В системе СВСП-72-3-2 аппаратурным методом контроля в полете проверяется наличие питающих напряжений с выдачей сигнала ИСПРАВНОСТЬ СВС.

Программно-логический автоматизированный контроль проводится для всех подсистем, входящих в СН-29. Он предусматривает:

- перевод подсистем в режим контроля;
- измерение сигналов, поступающих в НВЦ от подсистем и сравнение их с контрольными сигналами, хранящимися в памяти вычислителя;
- анализ результатов сравнения;
- индикацию результатов проверки.

Для выполнения программно-логического автоматизированного контроля в СН-29 предусмотрен режим КОНТРОЛЬ, который включается с пульта контроля ПК-31 в режиме ПОДГОТОВКА.

Наземный инструментальный контроль СН-29 позволяет с помощью специальных наземных средств (среди них прежде всего мобильный комплекс МК-9-12) проводить более углубленные проверки подсистем при регламентных работах, поиске неисправностей, при комплексных осмотрах, регулировке и настройке.

### 6.4.3. Работа с системой СН-29 в полете

Работа летчика с системой навигации СН-29 в полете осуществляется с помощью органов управления, расположенных на щитке ЩУ

и приборной доске в кабине самолета. Важной задачей, решаемой летчиком на всех этапах полета, является контроль состояния СН-29 и определение степени достоверности информации, вырабатываемой ею. Об исправности системы свидетельствует правильное прохождение команд, задаваемых летчиком. Отметим, что переход от неисправной подсистемы ИКВ-80 на исправную осуществляется летчиком вручную путем перевода переключателя ИКВ ОСН.-ЗАП. на щитке ЩУ в соответствующее положение.

## Маршрутный полет

Выбор ППМ при полете по маршруту осуществляется нажатием на одну из кнопок табло ППМ-АЭР. I, 2, 3 щитка ЩУ; переключатель ППМ-АЭР. при этом должен находиться в положении ППМ. На приборе ПНП-72-I2 индицируется дальность $D$ до ППМ, заданный курс $\psi_{зад}$ на ППМ и азимут А радиомаяка. При реализации курсового метода управления полет осуществляется путем совмещения стрелки заданного курса с индексом текущего курса на приборе ПНП. О подлете к ППМ и необходимости его смены свидетельствует загорание транспоранта $D <$ 40 км на щитке ЩУ, который гаснет после нажатия кнопки следующего ППМ, если дальность до него превышает 40 км. Порядок выбора пролета точек ППМ произвольный. Для коррекции по сигналам РСБН выбор необходимого заранее запрограммированного радиомаяка производится кнопками табло МАЯКИ I, 2, 3. По требованию с земли летчик может выдать сигнал ОПОЗНАВАНИЕ нажатием кнопки ОПОЗН. на щитке ЩУ. Для осуществления визуальной коррекции предусмотрена кнопка ВК/ОБНУЛ.

## Возврат на аэродром

Перед включением режима ВОЗВРАТ переключатель щитка ЩУ КУРС 0 - 179°, 180 - 359° устанавливается в требуемое положение. Для возврата на первый аэродром следует нажать кнопку ВОЗВРАТ на щитке ЩУ, при возврате на второй или третий аэродром необходимо дополнительно нажать кнопку табло ППМ - АЭР. I, 2, 3. Режим возврата осуществляется только при наличии радиокоррекции. На приборе ПНП индицируются дальность до аэродрома и азимут, заданный курс на вынесенную точку и отклонение от заданной траектории снижения в вертикальной плоскости. Глиссада снижения имеет наклон 7°. За 10 км до вынесенной точки самолет должен снизиться

до высоты предпосадочного маневра, равной 600 м. При подходе к вынесенной точке на расстояние $Д \leq$ I км, а также при попадании в пространство, ограниченное окружностью разворота, начинается второй этап предпосадочного маневра - осуществляется вывод самолета на прямую посадку.

## Посадка

Система навигации СН-29 обеспечивает автоматический режим ПОСАДКА. Он начинается с момента вхождения в зону действия курсового и глиссадного радиомаяков и при наличии разовой команды ПОСАДКА. На приборы ПНП и КПП выдаются отклонения от курсовой и глиссадной зон при наличии сигналов ГОТОВНОСТЬ КУРСА и ГОТОВНОСТЬ ГЛИССАДЫ. Для ручного переключения аппаратуры РСБН в режим ПОСАДКА используется переключатель ПОСАДКА щитка ЩУ, который переводится в положение ПОСАДКА.

## Повторный заход

В случае повторного захода на аэродром летчик принимает необходимые меры по безопасности полета (увеличивает $V$ и $H$ ) и нажимает кнопку ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД в кабине самолета на пульте САУ, при этом переключатель КРУГ.ЛЕВ.-ПРАВ. щитка ЩУ устанавливается в требуемое положение. В НВЦ БРНЮ-29 проверяются условия возможности выполнения повторного захода.

## Возврат на незапрограммированный аэродром

При этом необходимо набрать на шкалах НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА на щитке ЩУ с помощью ручек установки соответствующие номера ЧКК радиомаяков навигации и посадки, а также тип радиомаяка навигации. На счетчике указателя УВ установить давление аэродрома посадки. Переключатель КАНАЛЫ АВТ.-РУЧ. на щитке ЩУ перевести в положение РУЧ. Снижение на незапрограммированный аэродром и выход в зону курсоглиссадных радиомаяков выполняются вручную. После входа в зону курсоглиссадных радиомаяков переключатель ПОСАДКА на щитке ЩУ переводится в положение ПОСАДКА.

## Глава 7

## БОРТОВЫЕ РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СРЕДСТВА, НЕ ВХОДЯЩИЕ В СОСТАВ СИСТЕМЫ СУВ-29Э

### 7.1. Командная радиолиния управления Э502-20-04

Командная радиолиния управления Э502-20-04 является бортовой приемной аппаратурой, входящей в состав комплекса наведения Э500. КРУ предназначена для приема на борту истребителя команд наведения, координатной поддержки, тактической обстановки и взаимодействия, передаваемых с пункта наведения.

Основные тактико-технические характеристики КРУ Э502-20-04:

адресность (количество групп самолетов, наводимых на одном волновом канале) -3;

объем информации, передаваемой одной группе самолетов (двоичных единиц) - 54;

время обслуживания одной группы самолетов (МС) - 1519,1;

количество радиочастотных каналов, предварительно настраиваемых для оперативной работы - 20;

время готовности с момента подачи питающих напряжений - не более 5 мин;

сетка частот и используемые диапазоны волн - 83,3 кГц в диапазоне 100-149,750 МГц при одном из 8 положительных разносов: 44; 64; 90; 110; 142; 162; 188; 208 кГц;

вид модуляции - амплитудная (АМ) на несущей частоте; двойное частотное телеграфирование (ДЧТ) на поднесущей частоте;

чувствительность приемного устройства - не более 3 мкВ;

выходные сигналы: стандартный цифровой двоичный двуполярный трехуровневый код с тактовой частотой 48 кГц для всех команд; два сигнала частотой 400 Гц, пропорциональные синусу и косинусу команды КУРС ЗАДАННЫЙ;

звуковые сигналы: непрерывный сигнал частоты 1000 Гц, сопровождающий прием команд взаимодействия; прерывистые сигналы

частоты 1000 Гц, сопровождающие прохождение команд ФОРСАЖ ВКЛЮЧИТЬ и ФОРСАЖ ВЫКЛЮЧИТЬ; непрерывный сигнал частоты 1000 Гц, сопровождающий режим ВСТРОЕННЫЙ КОНТРОЛЬ;

условия эксплуатации:

диапазон рабочих температур - ±60°С;

максимальная относительная влажность при температуре окружающей среды +40°С - 98%;

атмосферное давление - 667/5 Па/мм рт.ст.;

вибрации в диапазоне частот 5-300 Гц с ускорением - до 49/5 м/с²/д; удары с ускорением - до 118/12 м/с²/д; линейные нагрузки с ускорением - до 98/100 м/с²/д;

акустические шумы в диапазоне 150-10000 Гц - до 130 дБ;

масса - не более 25 кг.

В состав КРУ Э502-20-04, структурная схема которой приведена на рис.7.1, входят:

радиоприемное устройство "Бекас-Р";

блок Э502-26А, предназначенный для декодирования выделенных после предварительной обработки низкочастотных сигналов, преобразования их в стандартную цифровую форму, формирования звуковых сигналов, запоминания и хранения радиоданных, выбранных для оперативной работы;

блок Э502-27А, предназначенный для ручной и полуавтоматической установки радиоданных, для индикации установленных радиоданных, для индикации приема команд взаимодействия и для индикации результатов проверки аппаратуры Э502-20 в режиме ВСТРОЕННЫЙ КОНТРОЛЬ;

блок связи Э502-32.

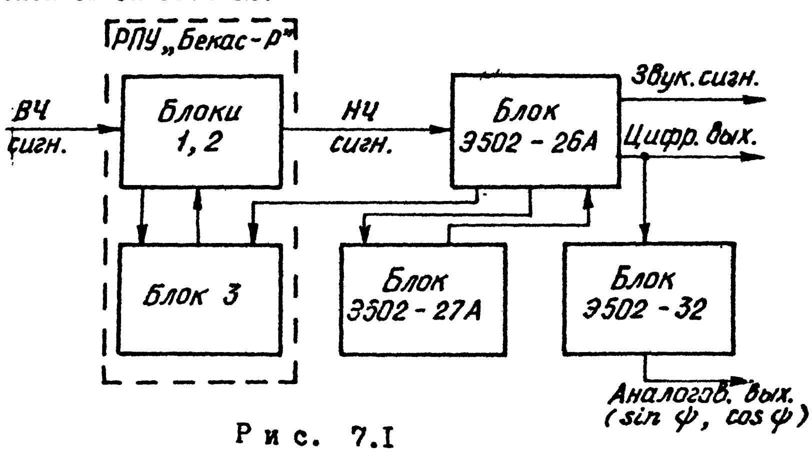
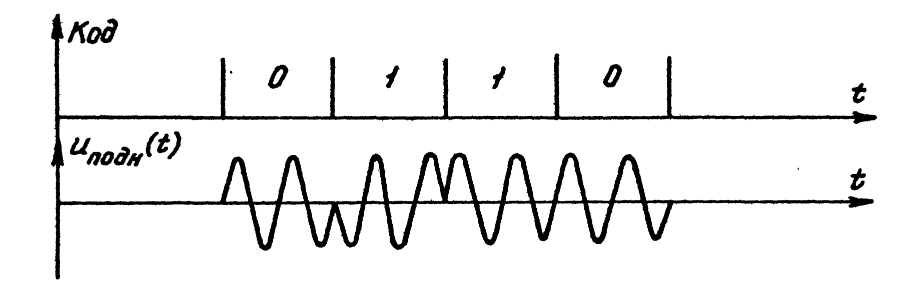



Рис. 7.1

Радиоприемное устройство (РПУ) "Бекас-Р" осуществляет первичную обработку принимаемых бортовой антенной радиосигналов. В РПУ радиосигналы усиливаются, преобразуются по частоте, селектируются и детектируются. В состав РПУ входят приемник (блок I) с амортизационной рамой (блок 2) и блок управления 3. В блоке 3 РПУ набираются и запоминаются частоты настройки для каждого из 20 каналов,предназначенных для ведения оперативной связи в полете. С выхода амплитудного детектора блока I РПУ сигналы поступают в блок Э502-26А, где осуществляется их вторичная обработка: последетекторная частотная фильтрация и декодирование, а также преобразование сигналов в стандартную цифровую форму. Для выполнения указанных операций в составе данного блока имеется дешифратор и преобразователь сигналов в стандартную форму. Командная информация поступает потребителям с блока Э502-26А в виде стандартного цифрового трехуровневого кода (двоичного 32-разрядного двуполярного кода).




Р и с. 7.2

Блок Э502-26 обеспечивает прием команд на одном из 3 шифров. Прием команд взаимодействия, а также прохождение команды ФОРСАЖ сопровождается звуковым сигналом, вырабатываемым этим блоком, который прослушивается в головных телефонах. В данном блоке хранятся также радиоданные (номер волны, разноса и шифра), установленные вручную или принятые с пункта наведения по командам взаимодействия. Блок Э502-27А обеспечивает, как отмечалось выше, оперативное управление КРУ в целом, Кроме цифрового выхода КРУ имеет аналогичный выход для команды КУРС ЗАДАННЫЙ. Цифровой код команды КУРС ЗАДАННЫЙ с блока Э502-26А поступает на блок связи Э502-32, где он преобразуется в два синусоидальных напряжения частоты 400 Гц, амплитуда одного из которых пропор-

ционально синусу, а второго - косинусу заданного курса

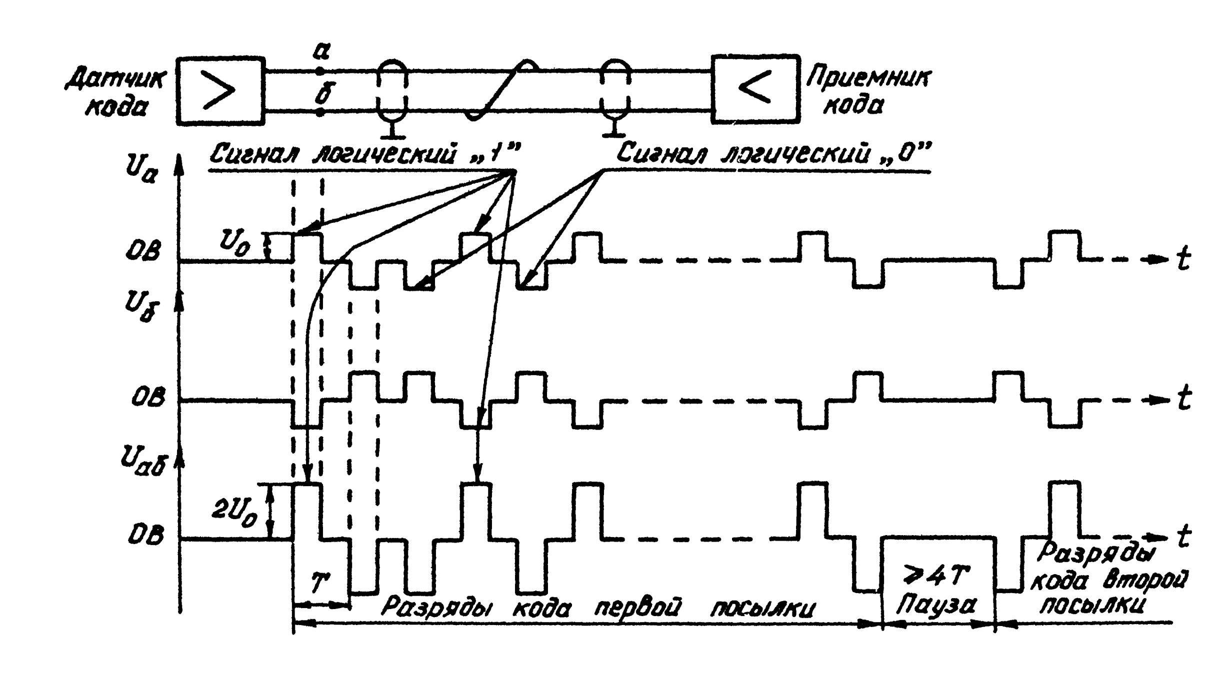
В КРУ Э502-20-04 предусмотрена проверка работоспособности с помощью встроенного контроля. РПУ "Бекас-Р" имеет автономную систему ВСК. Правильная работа системы ВСК возможна лишь при отсутствии мешающего действия сильного сигнала работающей поблизости радиостанции на той же волне, что и КРУ.

С выхода КРУ информация, представленная в цифровой форме поступает потребителем упакованной в массивы стандартных слов. Принятому набору команд соответствует массив слов на выходе КРУ. Минимальный объем массива - одно слово, максимальный - 9 слов. В одном слове передается одна плавная команда или группа разовых команд. Слово состоит из 32 разрядов. Восемь первых разрядов слова занимает адрес слова, который указывает, какие команды передаются в следующих за ним разрядах слова. В разрядах 30 и 3I передаются знак плавной команды, либо признак защитного отказа при недостоверно принятой информации данного слова, либо признак встроенного контроля. Последний, 32 разряд каждого слова служит для проверки кода слова на четность. Каждый массив слов сопровождается импульсом ГОТОВНОСТЬ. Структура стандартного двуполярного трехуровневого двоичного цифрового кода представлена на рис.7.3.

КРУ Э502-20-04 функционально взаимосвязана с комплексами РЛПК и ОЭПрНК системами "Экран" и САУ-45I-02, СПУ-9, ручкой РУД (см.рис.I.I). В БЦВМ НОI9, БЦВМ С-3I и в СЕИ цифровая информация целеуказания поступает с КРУ соответственно по магистралям 6А, А6 и (4-5). Прием цифровой информации осуществляется по мере поступления в БЦВМ и СЕИ сигналов ГОТОВНОСТЬ.

## 7.2. Самолетный ответчик СО-69Э

Самолетный ответчик СО-69Э предназначен для формирования и передачи на наземные пункты управления воздушным движением (УВД) информации о высоте полета, остатке топлива и индивидуальном номере самолета. Ответчик СО-693 обеспечивает работу в активном режиме с радиолокационными системами посадки (РСП), обзорными РЛС и радиолокационными станциями УВД, а также взаимодействует с СГО.


Датчик кода
a
б
Приемник кода
Сигнал логический „1"
Сигнал логический „0"
$U_a$
$U_0$
0В
$U_б$
0В
$U_{аб}$
$2U_0$
0В
t
t
t
T
Разряды кода первой посылки
≥4T
Пауза
Разряды кода второй посылки

Р и с. 7.3

Ответчик имеет четыре режима работы: УВД, РСП, П-35, СРО. Режимы РСП и УВД включаются при работе с диспетчерскими (ДРЛ) и посадочными (ПРЛ) радиолокаторами. Режим П-35 включается при работе с обзорными радиолокаторами. Режим СРО включается при работе ответчика с СРО-2 для выдачи информации индивидуального опознавания и о высоте полета в систему СГО.

Самолетный ответчик СО-69Э имеет следующие основные тактико-технические характеристики:

объем передаваемой информации при работе с диспетчерскими РЛС системы УВД: бортовые номера - 100000; высота полета (с градацией 10 м) до 30 км; остаток топлива - 15 сообщений;

при работе с диспетчерскими РЛС системы РСП частота приемников 835...840 МГц;

частота передатчика при работе с диспетчерскими РЛС системы РСП - 730, 740, 750 МГц вертикальной поляризации;

чувствительность приемника на всех входах при работе с системой РСП-6 (РСП-7) - не хуже 65 дБ/Вт;

масса - 20 кг.

Ответчик СО-69Э имеет систему встроенного контроля, которая позволяет проверить работоспособность ответчика в целом со световой индикацией исправности.

Ответчик СО-69Э функционально сопряжен с аппаратурой А-323 и системой воздушных сигналов СВСП-72-32, входящих в СН-29, а также с СГО, с системой "Экран" и топливомером-расходомером СТР-6.

Сопряжение СО-69Э с СН-29 осуществляется через разъем 46 БН. В СО-69Э с СН-29 поступает аналоговый сигнал относительной высоты полета ($H_{отн}$) с СВС, разовые команды +27 В ИСПРАВНОСТЬ СВС, +27 В $H_{абсолютная}$ при = 760 мм рт.ст., а также импульс бланкирования с А-323. С СО-693 в СН-29 поступает импульс бланирования. Сопряжение СО-69Э с СТР-6 осуществляется через разъем 97 К. В СО-693 с СТР-6 подается информация об остатке топлива в виде четырехразрядного двоичного кода. Сопряжение СО-69Э с системой "Экран" осуществляется через разъем 7 ВК. С системы "Экран" на СО-69Э поступает сигнал +27 В КОНТРОЛЬ, под действием которого СО-69Э выдает в систему "Экран" сигнал +27 В ИСПРАВНОСТЬ СО.

## 7.3. Самолетная станция предупреждения об облучении СПО-15ЛЭ

Самолетная станция предупреждения об облучении СПО-15ЛЭ (изд.Л006Э) представляет собой беспоисковый многоканальный пеленгатор сантиметрового диапазона, который предназначен для оповещения летчика об облучении самолета РЛС зенитных, ракетных и артиллерийских комплексов, БРЛС истребителей и выдачи ему информации, необходимой для принятия решения на применение средств РЭП и выполнение противоракетного, противозенитного и противоистребительного маневров.

Станция СПО-15ЛЭ позволяет:

- установить факт облучения самолета наземными и бортовыми РЛС, работающими в диапазоне частот СПО-15ЛЭ
- определить пеленг, тип и режим работы РЛС, облучающих самолет;
- выбрать из всех одновременно облучающих самолет РЛС главную;
- определить уровень мощности принимаемых сигналов, что дает возможность ориентировочно оценить дальность до наиболее опасной РЛС и определить момент входа в его зону поражения;
- ориентировочно определить моменты пуска ракеты и имитировать динамику её сближения с самолетом;
- по характеру световой и звуковой сигнализации определить режим работы главной РЛС;
- выдавать напряжения, соответствующие радиоэлектронной обстановке для автоматического управления средствами РЭБ.

Опознавание типа облучающей РЛС производится станцией автоматически путем сравнения измеренных параметров принимаемого сигнала и параметров, заложенных в программном устройстве. Параметры сигналов РЛС основных известных средств ПВО противника, заложенные в програмку, объединены в шесть групп (типов), которые обозначены на шкале типов индикатора и на пульте управления СПО-15ЛЭ буквами П, З, Х, Н, F, С. Указанные типы включают в себя: тип П - бортовые РЛС самолетов F-4, F-104 и РЛС корабельных ЗРК "Тартар", "Терьер", "Си Сперроу", имеющие режим одно-

временного сопровождения цели импульсной РЛС и подсвета её передатчиком непрерывного излучения; тип 3 - РЛС маловысотного комплекса ЗРК "Индиго" и ЗСК "Эрликон", "Бофорс"; тип X - РЛС целеуказания малых высот и РЛС подсвета цели ЗРК "Хок" и "Усовершенствованный Хок"; тип Н - РЛС слежения за целью ЗРК "Найк-Геркулес"; тип F - бортовые РЛС самолетов F-14, F-15, РЛС ЗРК "Бофорс", имеющие частоту повторения импульсов более 8 кГц; тип С - бортовые РЛС самолетов F-4, "Мираж", "Ягуар", а также работающие в режиме обзора корабельные РЛС ЗРК "Тартар","Терьер", "Талос".

Станция СПО-15ЛЭ имеет следующие основные тактико-технические характеристики:

- диапазон частот принимаемых сигналов - сантиметровый;
- вид принимаемых сигналов - непрерывные, квазинепрерывные и импульсные;
- дальность действия - не менее 120% от максимальной дальности обнаружения самолета облучающей РЛС;
- зона обзора: по азимуту $360^0$; по углу места $\pm 30^0$;
- погрешность определения направления облучения со стороны передней полусферы составляет не более $\pm 10^0$; со стороны задней полусферы производится с точностью до квадранта;
- погрешность определения направления облучения в вертикальной плоскости равна $\pm 15^0$;
- время готовности - 10 с;
- время непрерывной работы - 10 ч;
- среднее время безотказной работы - 300 ч;
- масса - 18 кг.

Станция СПО-15ЛЭ имеет встроенную систему контроля, которая предназначена для проверки работоспособности станции и определения отказавшего блока. В системе встроенного контроля предусмотрены два режима работы - автоматический и ручной. Время контроля в автоматическом режиме составляет 5 с. В этом режиме в конце контроля индицируется исправность системы, в противном случае высвечивается номер неисправного блока на пульте управления станцией. Режим ручного контроля предназначен в основном для проверки приемного устройства и оценки чувствительности азимутальных каналов по числу градаций мощности и по изменению этого числа в процессе эксплуатации.

Станция СПО-15ЛЭ функционально сопряжена с СПУ-9 и РЛПК. Со станции СПО-15ЛЭ на СПУ-9 выдается звуковой сигнал ОБЛУЧЕНИЕ, а из РЛПК в СПО-15ЛЭ поступает импульс бланкирования. При поступлении импульса бланкирования на время излучения РЛС в СПО-15ЛЭ запираются приемники сигнала передней полусферы.

## 7.4. Радиоэлектронные средства самолетовождения и посадки

В группу радиоэлектронных средств самолетовождения и посадки, которые не включены в состав системы СН-29, на самолете МиГ-29Б входят: автоматический радиокомпас АРК-19, маркерный радиоприемник РПМ-76 (изд.А-611) и радиовысотомер малых высот А-037.

### Автоматический радиокомпас АРК-19

Автоматический радиокомпас АРК-19 предназначен для обеспечения самолетовождения по приводным радиостанциям и радиомаякам. Радиокомпас АРК-19 является резервным средством, применяющимся при отказе БРНО-29, и позволяет решать следующие задачи:

- полет на радиостанцию и от неё с визуальной индикацией курсового угла радиостанции (КУР);
- автоматическое определение пеленга радиостанции;
- заход на посадку (по системе ОСП) с автоматическим переключением частот дальней и ближней приводных станций;
- прием и прослушивание наземных связных радиостанций, работающих в диапазоне частот радиокомпаса.

Радиокомпас АРК-19 имеет следующие основные тактико-технические характеристики:

- диапазон частот - 150-1299,5 кГц;
- погрешность индикации КУР (при подлете к радиостанции) ± 2 град;
- время перестройки 4 с;
- средняя скорость индикации не менее 30 град/с;
- масса 9,3 кг.

Радиокомпас АРК-19 функционально сопряжен с САУ-451-02, РПМ-76, А-323, СПУ-9, Р-862 и блоком оповещающих сигналов (БОС).

С системой САУ АРК-19 сопряжен посредством разъема 46 АП. В САУ (на ПНП-72) с АРК-19 выдаются аналоговые сигналы *sin* КУР и *cos* КУР. С А-323 АРК-19 сопряжен посредством разъема 46 БН.

При этом в А-323 выдается сигнал ПОЗЫВНОЙ АРК, а с А-323 поступает сигнал ПОЗЫВНОЙ АРК/РСБН, который затем подается в СПУ-9 для прослушивания летчиком соответствующих позывных. Кроме того, через разъем Ш5 (81Э) на АРК-19 поступают сигналы +27 В ШАССИ ВЫПУЩЕНО и +27 В МАРКЕР, по любому из которых происходит переключение АРК-19 с дальнего на ближний привод, а также сигнал +27 В ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА ПОСТОЯННОГО ТОКА, по которому АРК-19 переходит на питание от аварийного источника с напряжением 18 В (АВАРИЙНЫЙ РЕЖИМ). При переключении АРК-19 на ближнюю приводную радиостанцию через разъем 26УС и БОС с него подается сигнал +27 В АРК БПРС на одноименную лампочку в кабине летчика.

## Радиовысотомер А-037

Радиовысотомер А-037 предназначен для измерения истинной высоты полета самолета и формирования сигналов опасной высоты. Радиовысотомер А-037 имеет следующие основные тактико-технические характеристики:

- диапазон измеряемых высот -0...1000м;
- погрешность измерения истинной высоты полета по линейному каналу $2\sigma H = (0,6 + 0,05H)$ на H от 0 до 60м и $2\sigma H = 6\% H$ на высотах более 60м;
- диапазон рабочих частот - 4200-4400 МГц;
- полоса модуляции – 50±10 МГц;
- частота модуляции - 120-600 Гц;
- мощность излучения - не менее 0,4 Вт;
- общая чувствительность - не хуже 87 дБ;
- масса - 5 кг.

Радиовысотомер А-037 функционально сопряжен с РЛПК , САУ, СЕИ , П-591Б и системой "Экран". С РЛПК А-037 сопряжен посредством разъема 90 ПК. При этом в А-037 поступает сигнал +27 В КОНТРОЛЬ РВ, в ответ на который А-037 выдает сигнал +27 В ГОДЕН . Кроме того, А-037 выдает в РЛПК аналоговый сигнал $H_г$, изменяющийся по линейной зависимости от 0 до 1000 м. С системой "Экран" А-037 сопряжен посредством разъема 7 БК. С системы "Экран" на А-037 подается сигнал +27 В КОНТРОЛЬ РВ, в ответ на который А-037 выдает сигнал +27 В ГОДЕН. Кроме того, с А-037 на систему "Экран" выдается сигнал +27 В ОПАСНАЯ ВЫСОТА. Сигнал +27 В ОПАСНАЯ ВЫСОТА с А-037 выдается также на П-591Б для

формирования звукового сообщения ОПАСНАЯ ВЫСОТА, в САУ для формирования сигнала набора высоты (при работе САУ в автоматическом режиме). В САУ с А-037 выдается сигнал +27 В РВ ГОДЕН. Кроме того, с А-037 в СЕИ выдается аналоговый сигнал Н ИСТИННАЯ для формирования метки высоты.

### Маркерный радиоприемник РПМ-76

Маркерный радиоприемник РПМ-76 принимает сигналы маркерных радиомаяков и предназначен для сигнализации полета самолета над маяками, находящимися на определенном расстоянии от ВПП. РПМ-76 работает на частоте 75 МГц, имеет три частоты модуляции - 400, 1300 и 3000 Гц, массу 1 кг.

Маркерный радиоприемник функционально сопряжен с АРК-19, системой "Экран", СПУ-9, БОС и САУ. На САУ, АРК-19 и БОС с РПМ-76 выдается сигнал +27 В МАРКЕР, причем через БОС этот сигнал поступает на индикаторную лампочку МАРКЕР, расположенную в кабине летчика. С системы "Экран" в РПМ-76 подается сигнал +27 В КОНТРОЛЬ МРП, в ответ на который РПМ-76 выдает сигнал +27 В МРП ГОДЕН. С РПМ-76 также выдается сигнал звуковой частоты на СПУ-9.

## 7.5. Радиоэлектронные средства связи и поисково-спасательные радиоэлектронные средства

В состав радиоэлектронных средств связи и поисково-спасательных средств самолета МиГ-29Б входят: командная радиостанция Р-862 ("Журавль"), самолетное переговорное устройство СПУ-9, бортовая аппаратура воспроизведения речевых сообщений П-591Б и аварийная радиостанция Р-855УМ.

### Радиостанция Р-862

Командная радиостанция Р-862 является многоканальной радиостанцией УКВ и ДЦВ диапазонов и предназначена для обеспечения телефонной радиосвязи летчика как с наземными командными пунктами, так и между самолетами.

Командная радиостанция Р-862 имеет следующие основные тактико-технические характеристики:

- диапазон рабочих частот в диапазоне УКВ 100-149,975 МГц и 220-399,975 МГц в диапазоне ДЦВ;

- число рабочих частот: 2000 - в диапазоне УКВ и 7200 - в диапазоне ДЦВ;

- шаг сетки рабочих частот - 25 кГц;

- нестабильность частоты передатчика - 1,2 кГц;

- число предварительно настраиваемых каналов - 20;

- время перестройки - 1,5 с;

- мощность передатчика - 30 Вт;

- чувствительность приемника - 3 мкВ;

- род работы: АМ, ЧМ, ЧТ;

- масса - 24,5 кг.

Радиостанция Р-862 функционально сопряжена с СПУ-9 и П-591Б. На СПУ-9 с Р-862 выдается сигнал радиообмена звуковой частоты. На Р-862 с П-591Б выдаются сигналы звуковой частоты, соответствующие передаваемым речевым сообщениям.

## Радиостанция Р-855 УМ

Радиостанция Р-855 УМ предназначена для связи летчика, потерпевшего аварию или совершившего вынужденную посадку, с самолетами и вертолетами спасательной службы и привода их к месту нахождения члена экипажа.

Р-855 УМ имеет следующие основные тактико-технические характеристики:

- рабочая частота - фиксированная 121,5 МГц;

- мощность передатчика - не менее 139 мВт;

- чувствительность приемника - не хуже 25 мкВ;

- виды работы: радиотелефон, радиомаяк с прерывистой тональной модуляцией;

- длительность непрерывной работы при соотношении передача-прием 1/3 составляет 60 ч;

- масса - 0,85 кг.

## Самолетное переговорное устройство СПУ-9

Самолетное переговорное устройство СПУ-9 предназначено для выхода летчика на связь через радиостанцию, прослушивания звуковых сигналов специального назначения и позывных сигналов, а

также для обеспечения телефонной связи между летчиком и механиком при наземных работах.

СПУ-9 имеет следующие технические характеристики:

- коэффициент усиления по напряжению I20;
- коэффициент нелинейных искажений усилительного тракта при $U_{вых}$ = 60 В на частоте IOO Гц - не более 5%;
- максимальная потребляемая мощность по напряжению +27 В - I6,5 Вт;
- масса комплекта - не более 2,5 кг.

Самолетное переговорное устройство СПУ-9 функционально связано с САУ, СПО-I5ЛЭ,ОЭПрНК , П-59IБ, Э502-20-04 , Р-862, РПМ-76, АРК-I9 и А-323. В СПУ-9 выдаются соответственно следующие звуковые сигналы: из САУ НАЧАЛО КАБРИРОВАНИЯ, из СПО-I5ЛЭ ОБЛУЧЕНИЕ, из ОЭПрНК ЗАХВАТ, из изделия Э502-20 ФОРСАЖ, из Р-862 звуковой сигнал с выхода радиостанции, из РПМ-76 МАРКЕР, из изделия А-323 или АРК-I9 позывной РСБН/АРК и из П-59IБ сигнал речевой информации.

## Бортовая аппаратура воспроизведения речевых сообщений П-59IБ

Бортовая аппаратура воспроизведения речевых сообщений П-59IБ предназначена для речевого оповещения летчика и оператора наземного командного пункта (через бортовую радиостанцию) об аварийных ситуациях в полете.

Бортовая аппаратура воспроизведения речевых сообщений П-59IБ имеет следующие основные тактико-технические характеристики:

- число речевых сообщений - 48;
- число дорожек - I2;
- длительность цикла сообщения для первой группы - I2 с;
- длительность цикла сообщения для второй группы - I5 с;
- обеспечивает разборчивость 96% слов в шумах с уровнем I20 дБ;
- воспроизведение речевых сообщений первой группы осуществляется на скорости 4,76 см/с, а сообщений второй группы - на скорости I9 см/с;
- напряжение питания +27 В ± I0%;
- масса - 9,I кг.

П-591Б сохраняет свою работоспособность при питании от аварийного источника с напряжением I8 В и пульсациях в диапазоне частот 500-6800 Гц с уровнем до 0,7 В. П-591Б выдает речевые сообщения при поступлении на её вход от датчиков сигналов в виде импульсов положительной полярности амплитудой от I8 до 30 В и длительностью не менее 80 мс.

Аппаратура П-591Б позволяет осуществлять повторное прослушивание речевого сообщения; отключение прослушиваемого речевого сообщения; проверку работоспособности по 48-му каналу; регулировку уровня выходного сигнала. При каждом срабатывании датчиков самолетных систем аппаратура автоматически выдает речевые сигналы на телефоны летчика, а команды с номерами I,2,3,4,5 - через радиостанцию Р-862 в эфир:

- Борт № "Пожар левого двигателя" (2-кратное повторение);
- Борт № "Пожар правого двигателя"(2-кратное повторение);
- Борт № "Пожар коробки самолетных агрегатов"(2-кратное повторение);
- Борт № "Осталось 550 килограммов";
- Борт № "Нет подкачки топлива".

Перед бортовым номером идет позывной аэродрома базирования например: "ЗВЕЗДА, борт I2, пожар левого двигателя". При одновременном поступлении сигналов от нескольких бортовых датчиков выдача речевых сообщений осуществляется последовательно по степени их приоритетности в соответствии с порядковым номером команд.

Аппаратура П-591Б имеет систему встроенного контроля. При нажатии кнопки ПРОВЕР.РИ, расположенной в кабине самолета, с П-591Б выдаются речевые сообщения по 48-му каналу "Блок речевой информации исправен".

Аппаратура речевых сообщений функционально сопряжена с Р-862, СПУ-9, системой "Экран", А-037, СГО, СВС и БЦВМ ОЭПрНК.

Глава 8

# СРЕДСТВА ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ И БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМЫ СУВ-29Э

## 8.I. Общие сведения о средствах эксплуатационного контроля системы СУВ-29Э

Для оценки технического состояния и контроля работоспособности комплексов и систем, входящих в состав СУВ предусмотрены бортовые и наземные средства эксплуатационного контроля. К основным бортовым средствам эксплуатационного контроля системы СУВ относятся: система встроенного контроля (ВСК) блоков, систем и комплексов; система объективного контроля ТЕСТЕР-УЗЛ. К наземным средствам эксплуатационного контроля системы СУВ относится наземный мобильный комплекс средств автоматизированного контроля МК-9.12Б.

Техническая эксплуатация системы СУВ включает в себя выполнение оперативных видов подготовок к полетам и ее применение, а также выполнение регламентных и ремонтных работ. Оперативные виды подготовок СУВ к применению выполняются с помощью ВСК. При этом осуществляется контроль работоспособности комплексов РЛПК и ОЭПрНК и системы СУВ в целом. ВСК комплексов РЛПК и ОЭПрНК позволяют определить неисправность в блоках (конструктивно-съемных единицах (КСЕ)) вплоть до функционально-конструктивного модуля (ФКМ). Результаты контроля отдельных систем, комплексов вводятся в систему "Экран", которая информирует оператора, выполняющего контроль работоспособности, о готовности систем и комплексов к применению.

Система ТЕСТЕР осуществляет регистрацию параметров с целью контроля функционирования системы СУВ и действий летчика по ее применению в случаях, когда оценка с помощью систем ВСК и

МК-9.12Б не дала положительных результатов.

Для контроля технического состояния СУВ применяются автоматизированные контрольно-ремонтные средства АКРС-ПК, АКРС-Н, АКРС-АВ, средства контроля СК-ПК и СК-КПА, АКРС-ПК и СК-ПК обеспечивают контроль параметров РЛПК и ОЭПС АКРС-Н - контроль параметров системы СН-29 и системы СЕИ, АКРС-АВ - контроль цепей управления оружием; СК-КПА - контроль системы воздушных сигналов СВСП-72-3-2.

## 8.2. Встроенная система контроля системы управления вооружением СУВ-29Э

Встроенная система контроля СУВ предназначена для оценки технического состояния СУВ при оперативных подготовках, периодическом осмотре и в полете. ВСК СУВ построена на принципе объединения в систему автономных средств ВСК РЛПК и ВСК ОЭПрНК, которые, в свою очередь, содержат встроенные автономные датчики стимулирующих сигналов, средства преобразования и специальные программы в БЦВМ, обеспечивающие их раздельное или совместное использование на всех этапах подготовки и эксплуатации СУВ. На самолетах выпуска 1983-1984 гг. программы БЦВМ обеспечивают только раздельное использование ВСК РЛПК и ВСК ОЭПрНК. Выбор режима контроля и проверяемого системой ВСК комплекса (РЛПК или ОЭПрНК) осуществляется с пульта контроля ПК-31 установкой переключателя ЭТАП соответственно в положения "Н019" или "С-31". Включение и управление контролем производится с ПК-31. Программы контроля РЛПК и ОЭПрНК предусматривают проверку цепей сопряжения как между собой, так и с бортовыми системами.

### Встроенная система контроля РЛПК-29Э

При оперативных подготовках контроль РЛПК с помощью ВСК производится в следующем порядке:

непрерывный контроль;

самоконтроль Ц.100.02-06 (тестовый контроль);

проверка цепей сопряжения с самолетными датчиками и системами;

автономный контроль блоков РЛПК;

контроль цепей сопряжения РЛПК с системой управления оружием СУО, с блоками БПИ и системой СГО;

сквозной контроль режимов работы РЛПК;

совместный контроль РЛПК с РГС ракет Р-27Р1.

В процессе периодического осмотра контроль РЛПК с помощью ВСК осуществляется в следующем порядке:

- непрерывный контроль;
- самоконтроль Ц.100.02-06 (тестовый контроль);
- проверка цепей сопряжения с самолетными датчиками и системами;
- автономный контроль блоков РЛПК ;
- сквозной контроль блоков РЛПК ;
- сквозной контроль режимов работы РЛПК ;
- контроль цепей сопряжения РЛПК с системой СУО при отсутствии изделий в подвесе. При наличии неисправности загорается индикаторная лампа ОТКАЗ/ПРОД.ВСК на пульте контроля ПК-31. Установив переключатель ЭТАП на ПК-31 в положение ОПРОС (поз.1), оператор с помощью переключателя ОПЕР. определяет возможные неисправности. При этом положениям переключателя ОПЕР.соответствуют следующие неисправности:

- "2" - отсутствие 3-минутной задержки;
- "3" - неисправность блока Н019-02Э;
- "4" - неисправность задающего генератора;
- "5" - отсутствие мощности на выходе блока Н019-02Э;
- "6" - перегрев блока Н019-02Э;
- "7" - перегрузка ВВ-14 (высоковольтного выпрямителя блока Н019-02Э);
- "8" - неисправность системы СЖО;
- "9" - отсутствие наддува.

Положению "1" переключателя ОПЕР. соответствует общая готовность РЛПК . Индикация лампы ОТКАЗ/ПРОД.ВСК в положении "1" переключателя ОПЕР. свидетельствует о наличии неисправности, которая определяется в 2-9-м положениях.

Разовый контроль в полете осуществляется при наличии команды ШАССИ УБРАНО и включении тумблера ВСК-ИНДИК. на ПК-31 в положение ВСК. Он предусматривает контроль режимов работы РЛПК . По результатам контроля РЛПК формируются сигналы исправности. В случае неисправности РЛПК на экране системы СЕИ индицируются индексы приоритетных отказов, а на пульте ПК-31 загорается лампа ОТКАЗ/ПРОД.ВСК. При неоднократном нажатии на кнопку ОТКАЗ/ПРОД.ВСК оператор производит соответствующий перебор отказов РЛПК .

Определение неисправности источников питания блоков Н019-03, Н019-09Э, Н019-11, Ц100.02-01, Н001-22АЭ, а также ухода Ц100.02-06 в тестовый контроль производится также по сигнальной лампе

ОТКАЗ/ПРОД.ВСК и по табло, расположенному на блоке Н019-18Э. Система контроля Ц100.02-06 включает в себя аппаратный и тестовый контроль. Аппаратный контроль производится непрерывно во всех режимах РЛПК и позволяет обнаружить устойчивые отказы, систематические или случайные сбои в процессе работы БЦВМ при вводе - выводе информации, позволяет проверить сохранность информации в блоках памяти.

Тестовый контроль производится периодически при работе Ц.100.02-06 по спецпрограмме. Он выполняется в течение 6-10с после включения питания РЛПК . Контрольные тесты включают в себя проверку функционирования блоков центрального процессора, тест-проверки битовой памяти, тесты проверки работоспособности блоков памяти, проверки исправности схем контроля блоков, микропрограммной памяти, работоспособность блоков обмена последовательным и параллельным кодами. При любой неисправности Ц.100.02-06 выдается аналоговый сигнал ОТКАЗ ОБЩ., который через блок Н019-18Э поступает на пульт ПК-31, где включает лампу ОТКАЗ/ПРОД.ВСК.

Автономный контроль блоков РЛПК включается по команде АВТ.ВК, формирующейся в Ц.100.02-06 в соответствии с циклограммой контроля. Он осуществляется путем опроса сигналов исправности ФКМ блоков. В случае отсутствия хотя бы одного сигнала исправности проверяемых ФКМ блока формируется признак неисправности данного блока. При автономном контроле блоков обеспечивается решение следующих задач: автономный контроль устройств связи с магистралью блоков Н001-22АЭ, Н019-03, Н019-11; автономный контроль блоков Н001-35М, Н001-22АЭ, Н019-03 , Н019-18Э,Н019-09Э,Н001-45Э, усилителя мощности блока Н019-01; формирование сигналов отказов при отрицательных результатах проверки.

Сквозной контроль режимов РЛПК осуществляется путем имитации импульса цели на входе блока Н019-09Э. При сквозном контроле режимов РЛПК обеспечивается решение следующих задач: управление параметрами контрольного импульса цели по углу отклонения зеркала антенны, текущей дальности и скорости сближения с целью; контроль отсутствия ложного срабатывания автоматов захвата в режиме обзора и ложных тревог в обзоре; выдача информации о результатах контроля. В режиме обзора в зависимости от режима работы Ц100.02-06 формируется один из наборов начальных условий, определяющих начальную задержку контрольной цели, а

25. Изд № 7906



мб 2016

также задается соответствующая выбранному набору доплеровская частота и заданная скорость, при этом изменяется исходная задержка текущей дальности. В момент перехода в режим РНП производится контроль на отсутствие ложного захвата и анализируется наличие пачек контрольного импульса цели. Если пачки отсутствуют, то вырабатывается признак ложного захвата. Признак отказа по результатам сквозного контроля режимов РЛПК выводится на экран СЕИ .

Для выдачи информации в СЕИ Щ100.02-06 обеспечивает решение следующих задач: анализ обобщенных признаков отказов, сопровождаемых сигналом ОТКАЗ ОБЩ. и выдачу номера этого отказа в СЕИ ; дополнительный анализ признаков отказов, составляющих обобщенный отказ, и выдачу номера приоритетного отказа вместо номера обобщенного отказа; круговой перебор номеров приоритетных отказов при установке тумблера ИНДИК.-ВСК. на ПК-31 в положение ИНДИК. с выдачей на СЕИ соответствующих номеров отказов до перехода к следующему обобщенному отказу (при нажатии кнопки ОТКАЗ/ПРОД.ВСК на ПК-31). При выявлении сигнала неисправности производится останов ВСК до прихода команды ПРОД.ВСК с ПК-31, на экране СЕИ высвечивается номер, соответствующий выявленному отказу.

Если отказавший блок состоит из нескольких ФКМ, часть из которых неисправна, то приоритетным является номер отказа блока. Для индикации номера отказавшего ФКМ на ПК-31 включается тумблер ВСК-ИНДИК. в положение ИНДИК. При последовательных включениях указанного тумблера можно выявить все отказавшие из проверяемых ФКМ неисправного блока. Для определения следующего отказавшего блока на ПК-31 нажимается кнопка ОТКАЗ/ПРОД.ВСК.

При контроле цепей сопряжения РЛПК с системой СУО обеспечивается решение следующих задач: проверка исправности цепей сопряжения с системой СУО ; проверка наличия сигнала исправности СУО ; проверка наличия сигналов исправности блоков Н001-25-1 и Н001-25-2; проверка цепей сопряжения с ракетой Р-27Р1 формирование сигнала совместного контроля для подачи его в систему СПО; формирование сигналов отказов цепей сопряжения и сигнала ОТКАЗ ОБЩ., подаваемого на индикаторную лампу ОТКАЗ/ПРОД.ВСК при отрицательных результатах перечисленных проверок. Проверка цепей сопряжения с ракетой Р-27Р1 осуществляется при наличии сигнала совместного контроля, который подается в ракету.

Индикация соответствующего индекса на СЕИ (2777) говорит о том, что идет контроль цепей сопряжения с ракетой Р-27РI. После выдачи исходной информации на ракету анализируются сигналы ГОЛОВКА ГОТОВА ($ГГ_I$ и $ГГ_2$) в определенные интервалы времени готовности ракеты. При отрицательном результате анализа выдается сигнал ОТКАЗ ОБЩ., по которому на ПК-3I загорается лампа ОТКАЗ/ПРОД.ВСК, а также выдается сигнал отказа соответству щим номером в СЕИ-3I32.

## Встроенная система контроля ОЭПрНК-29Э2

Система ВСК комплекса ОЭПрНК позволяет оперативно осуществлять автономный контроль всех подсистем автономных ВСК с целью проверки работоспособности комплекса и его характеристик. ВСК комплекса обеспечивает достаточно глубокий охват и контроль всех подсистем и датчиков первичной информации как поэлементным, так и функциональным контролем с целью выявления отказа и отыскания его с глубиной до конструктивно-сменного блока.

Предполетный контроль ОЭПрНК производится при установке на пульте ПК-3I переключателя ЭТАП в положение "С-3I". Проверка работоспособности станции КОЛС производится по встроенному имитатору цели при закрытом защитном колпаке визирной головки.

Автономный контроль отдельных подсистем при наземной проверке комплекса обеспечивается установкой переключателя ОПЕР. в положении 2-9. При этом контролируются следующие системы:

"2" - контроль СВСП-72-3-2;

"3" - контроль СУО;

"4" - контроль блока БАП-20П из состава СУО;

"5" - контроль блока БВЦ20-6 из состава СЕИ (индицируется тест СЕИ при установке тумблера ВСК-ИНДИК. в положение ИНДИК.);

"6" - контроль системы СН-29;

"7" - не задействовано;

"8" - расширенный тест СЕИ (глубокий охват блока БВЦ20-6);

"9" - расширенный тест ЦI00.02-0I.

Положение "I" переключатель ОПЕР. соответствует общая проверка исправности ОЭПрНК. При этом команда ОБЩАЯ ГОТОВНОСТЬ С-3I32 выдается после выполнения нормальной выставки курсовертикалей комплекса ИК-ВК-80-4.

Включение встроенного контроля ОЭПрНК должно осуществляться не ранее чем через 3 мин после включения комплекса. При установке тумблера ВКЛ.-ИНДИК. в положение ИНДИК. вырабатывается

команда ПУСК ВСК С-3I, которая с пульта ПК-3I поступает в ЦВМ Ц100.02-01, систему СН-29, систему СУО, блок БСР-3I, блоки БДУС-3I. По этой команде БЦВМ С-3I выдает необходимые команды для организации контроля НСЦ, СЕИ, КОЛС, УВВ20-3I и осуществляет анализ поступившей информации об исправности систем или их основных частей.

## Контроль станции КОЛС

По команде ПУСК ВСК С-3I в КОЛС из Ц100.02-01 выдаются команды на включение обзорного режима работы и на включение встроенного имитатора цели. Через 5 с с момента формирования команды ПУСК ВСК С-3I БЦВМ С-3I формирует команду РЗХ (РАЗРЕШЕНИЕ НА ЗАХВАТ) длительностью 1,5 с. При этом КОЛС переходит в режим захвата цели и по захвату цели выдает в Ц100.02-01 команду ЗАХВАТ. В случае отсутствия команды ЗАХВАТ от КОЛС команда РЗХ формируется в Ц100.02-01 три раза с интервалом 0,2 с.

По первому захвату цели в Ц100.02-01 формируется команда ИСПРАВНОСТЬ ВРЕМЕНИ ЗАХВАТА, по которой снимается команда РЗХ и выдаются команды в БВЦ20-6 СЕИ для смены на ИЛС-3I и ИПВ информационной картины обзорного режима на картину режима ВСК С-3I. Через 10 с с начала контроля в КОЛС выдается команда КОНТРОЛЬ 13 с и команда КК (КОНТРОЛЬНЫЙ КОД), по которым в станции организуется проверка обзорного режима работы с формированием команды ИСПРАВНОСТЬ ОТП, а затем переход на проверку режима автоматического слежения (АС). При отсутствии команды ИСПРАВНОСТЬ ОТП из КОЛС осуществляется переход на проверку режима АС от Ц100.02-01; по команде КОНТРОЛЬ ОТП КОЛС в режиме АС вновь осуществляет захват контрольной цели, выдает команду ЗАХВАТ и контрольные значения углов местонахождения цели $\varphi_{ук}$, $\varphi_{zк}$ по результатам анализа которых Ц100.02-01 формирует команду ИСПРАВНОСТЬ ОТП. В то же время при наличии команды ЗАХВАТ схема встроенного контроля датчика угловых скоростей КОЛС формирует контрольные значения угловых скоростей $\omega_{ук}$ и $\omega_{zк}$. БЦВМ ОЭПрНК производит их пороговый контроль с формированием команды ИСПРАВНОСТЬ 13 с ДУС при прохождении команды ИСПРАВНОСТЬ ОТП. Далее осуществляется контроль работоспособности ЛД. При отсутствии захвата цели переход на проверку ЛД и датчика скоростей КОЛС осуществляется по команде КОНТРОЛЬ ЛД и ДУС, поступающей из Ц100.02-01.

При проверке ЛД схема встроенного контроля формирует контрольное значение дальности ($Д_{мгнов}$ ), при поступлении которого в БЦВМ С-3I на ИЛС-3I индекс текущей дальности перемещается из нижнего положения в положение, соответствующее поступившему значению $Д_{мгнов}$. По результатам проверки значения $Д_{мгнов}$ БЦВМ С-3I формирует команду ИСПРАВНОСТЬ ЛД.

Контроль системы НСЦ

По команде ПУСК ВСК С-3I в НСЦ из ЦI00.02-0I выдается команда ШЛЕМ, по которой на НВУ-2М высвечивается прицельная марка. При этом по команде КОНТРОЛЬ Щ-3УМ, формируемой в ЦI00.02-0I, схема ВСК НСЦ выдает команду ИСПРАВНОСТЬ БЭ. При наличии этой команды БЦВМ С-3I снимает команду контроля и оценивает наличие сигналов исправности блоков СКАБ-А и СКАБ-Б. При отсутствии сигнала ИСПРАВНОСТЬ БЭ БЦВМ С-3I формирует команду об отказе блока электронного, причем поступление сигналов исправности СКАБов не проверяется. При наличии сигналов исправности блока электронного и СКАБов БЦВМ С-3I формирует команду ИСПРАВНОСТЬ Щ-3УМ и по истечении 60 с с начала контроля организует точную оценку работы ОЭПрНК в режиме ШЛЕМ.

Для этого по командам ЦI00.02-0I и БВЦ20-6 на ИЛС-3I формируется визирная метка, положение которой соответствует заданным ЦI00.02-0I фиксированным углам. Оператор поворотом головы наводит индицируемую на НВУ-2М прицельную марку на визирную метку и, совмещая их, нажимает кнопку МРК ЗАХВАТ-ПЗ. По поступившей из НСЦ информации ЦI00.02-0I определяет координаты линии визирования НВУ-2М и сравнивает их с заданными координатами визирной метки. Если они отличаются не более чем на I градус, ЦI00.02-0I формирует команду на индикацию сигнальной марки, появление которой на НВУ-2М свидетельствует о положитель ном результате контроля.

Контроль системы СЕИ-3I32

По команде ПУСК ВСК С-3I ЦI00.02-0I выдает в СЕИ команду КОНТРОЛЬ С-3I соответствующим набором команд и информации, по которым на ИЛС-3I и ИПВ-3I первоначально индицируется информационная картина обзорного режима, а через 5-I0 с по захвату

имитируемой цели станции КОЛС контролируется информационная картина режима ВСК С-3I. При этом вычислитель СЕИ (блок БВЦ20-6) формирует команды об исправности блоков, индикаторов и исправности в целом системы СЕИ, осуществляет пороговый контроль параметров, поступающих от датчиков входной информации и блока УВВ20-3I, выдает команды о результатах контроля в ЦI00.02-0I. Кроме того, БВЦ20-6 и ЦI00.02-0I обмениваются контрольной информацией, по результатам анализа которой ЦI00.02-0I формирует команду ИСПРАВНОСТЬ ЛИНИЙ СВЯЗИ ЦI00-БВЦ20-6.

Контроль системы СН-29

По команде КОНТРОЛЬ С-3I подсистемы СН-29 переводятся в режим контроля. В этом режиме от сопрягаемых систем в вычислитель А-323 поступают тестовые (контрольные) значения параметров, которые сравниваются с контрольными значениями этих параметров, хранящихся в памяти блока А-340-07I. Вычислитель анализирует контрольные значения параметров, сравнивая их отклонения с допусками. При этом осуществляется автоматизированный контроль с формированием и выдачей в ЦI00.02-0I через УВВ20-3I команды ПРОХОЖДЕНИЕ ВСК-9I5 и сигналов исправности вычислителя НВЦ (блок А-340-07I), блока управления связью (БУС-3) и системы СВС (если входные параметры отличаются от контрольных параметров на величины не более допустимых значений). Если входные параметры отличаются от контрольных на величины более допустимых значений, то вычислитель А-323 выдает сигнал неисправности. В процессе контроля происходит отработка и оценка оператором контрольных значений параметров: $H_{отн}$ - высота относительная на указателе высоты УВ-30-2 (5000 ± 75 м); $V_{ист}$ - скорость истинная и число М на указателе УМС 2,5-2 ($V_{ист}$ = 800 ± 30 км/ч, М = 0,69 ± 0,03); азимута и дальности до радиомаяка и приборной скорости на ПНП-72 при нажатой кнопке СОГЛАС.МК на приборной доске.

Контроль аппаратуры А-323 осуществляется по команде КОНТРОЛЬ, выдаваемой с пульта ввода программ (блок А-323-009), либо с пульта ПК-3I. По сигналу КОНТРОЛЬ из блока А-323-009 проверяется работоспособность А-323 с локализацией неисправности с точностью до блока. Сигнал КОНТРОЛЬ выдается при нажатии кнопки КОНТРОЛЬ на блоке А-323-009, причем кнопку необходимо держать нажатой до окончания проверок ВСК. Категорически запреща-

ется одновременно включение аппаратуры А-323 в режиме КОНТРОЛЬ на пульте ввода программ (ПВП) и включение контроля от пульта ПК-3I. При проведении проверок с помощью ПВП переключатель АВТ.-КАНАЛЫ-РУЧ. на щитке управления А-323 должен устанавливаться в положение РУЧ.

В режиме ВСК А-323 на приборе ПНП-72 должны индицироваться тестовые значения азимута (I80$^{о}$ ± 2,5$^{о}$) и дальности (250 ± 3 км); на табло индикации неисправностей блоков, расположенном на лицевой панели ПВП, должны индицироваться сигналы исправностей блоков в виде загорания ламп I-7, которые соответствуют исправностям следующих блоков:

"I" - приемник А-3I2-00I;

"2" - передатчик А-3I2-002;

"3" - блок измерения (азимута) А-3I7-003А;

"4" - блок измерения (дальности) А-3I7-003Д;

"5" - устройство ввода - вывода А-340-052;

"6" - устройство ввода - вывода плюс блок питания плюс цифровое вычислительное устройство (А-340-052+А-340-053 + А-340-07I);

"7" - блок преобразования кодов А-323-006.

Кроме того, в ЦI00.02-0I и в БВЦ20-6 осуществляется допусковый контроль параметров, поступивших от А-323, ИК-ВК, СВС, и формирование команды об исправности соответствующих линий связи.

## Контроль системы СУО-29М2

По команде ПУСК ВСК С-3I схемой ВСК СУО в течение 20 с осуществляется тест-контроль блоков и линий связи. Эта проверка может производиться как при наличии, так и при отсутствии подвесок. При этом СУО формирует команды об исправности исполнительных блоков по каждой подвеске, исправности блоков БСФ-20П, команду исправности СУО и уоманду исправности линий связи с ЦI00.02-0I при поступлении от БЦВМ С-3I команды ИСПРАВНОСТЬ.

Сигналы исправности исполнительных блоков (ИБI - ИБ6) характеризуют состояние блоков БНО-20ПМ на соответствующих подвесках или каналов управления подвесками (блоков БУР-20ПМI(2)). При отсутствии сигналов исправности исполнительных блоков формируются соответствующие отказы, по которым можно определить номер отказавшего блока БНО-20ПМ или БУР-20ПМI(2).

Контроль устройства ввода - вывода УВВ20-3I

БЦВМ С-3I во всех режимах работы организует выдачу в УВВ20-3I контрольного изменяющегося во времени кода, который после прохождения через входные и выходные преобразователи УВВ20-3I поступает для контроля и сравнения в ЦI00.02-0I.

Контроль блока связи и распределения БСР-3I

По команде ПУСК ВСК С-3I схема ВСК блока БСР-3I обеспечивает выдачу команды КОНТРОЛЬ в фотоконтрольный прибор ФКП-ЕУ, в блок БДУС и направлений постоянного тока определенной величины в блок БДЛУ, имитируя воздействие линейных ускорений. Допусковый контроль осуществляется в ЦI00.02-0I.

В случае отклонений от допуска выдается отказ изделий или линий связи.

По результатам анализа поступающей из ОЭПрНК информации через 60 с после включения режима контроля ЦI00.02-0I формирует команду исправности в целом. В течение выполнения контроля ОЭПрНК табло ГОТОВ пульта ПК-3I мигает, при исправности или отказе комплекса соответственно горит или гаснет.

## 8.3. Общие сведения о мобильном комплексе контроля МК-9.I2Б

Мобильный комплекс МК-9.I2Б предназначен для эксплуатационного контроля технического состояния объектов самолета МиГ-29Б. Он обеспечивает:

контроль исправности бортового оборудования при проведении регламентных работ без демонтажа с самолета;

контроль параметров при поиске места отказа конструктивно-съемной единицы (блока);

контроль при настроечно-регулировочных работах, проводимых на системах после замены отказавших блоков и агрегатов;

документирование результатов контроля.

В состав мобильного комплекса входят:

АКРС-СД - автоматизированное контрольно-ремонтное средство контроля силовой установки и сопряженных с ней систем;

АКРС-Н - автоматизированное контрольно-ремонтное средство контроля радиоэлектронного, навигационного и авиационного оборудования;

АКРС-ПК - автоматизированное контрольно-ремонтное средство контроля РЛПК и системы ОЭПС;

АКРС-АВ - автоматизированное контрольно-ремонтное средство контроля цепей управления систем вооружения;

СК-ПК - неавтоматизированное средство контроля РЛПК;

СК-КПА - неавтоматизированное средство контроля радиоэлектронного, навигационного и авиационного оборудования с помощью КПА;

ТЕИ-9,I2 - тягач-электроисточник.

В качестве временного средства энергоснабжения допускается использование ЭГУ-I7/35М.

АКРС имеют единую структуру построения, предусматривающую использование посистемных автоматов (ПАК) отдельных бортовых систем самолета и унифицированной системы контроля УСК-6. Неавтоматизированные средства контроля (СК) выполнены в аналогичных кузовах-контейнерах, как и АКРС, в которых размещается аппаратура контроля (КПА). Посистемные автоматы (ПАК) применяются в составе АКРС для целей преобразования контролируемых сигналов или выдачи специальных сигналов на объект контроля и управляются от унифицированной системы контроля УСК-6.

Система УСК-6 предназначена для измерения параметров контролируемых сигналов; автоматического управления работой коммутаторов, ПАК и другими устройствами, входящими в АКРС; анализа

соответствия контролируемых параметров допустимым значениям с выработкой оценки годности; регистрации результатов контроля и служебной информации на стандартную перфокарту; выдачи результатов контроля на приборы индикации в виде истинных и допусковых значений; выдачи стимулирующих воздействий на контролируемые системы.

Носителем программы контроля является перфолента. Она содержит кодированные обозначения номиналов контролируемых параметров и допусков на них, которые в процессе контроля используются для сравнения с соответствующими значениями параметров, полученных с контролируемого оборудования. По окончании процесса контроля автоматически производится регистрация служебной информации и результатов контроля на стандартную перфокарту. Расшифровка перфокарты осуществляется с помощью планшета ШК2.317.013 и таблиц расшифровки перфокарт. В колонках 1 - 23 регистрируется следующая служебная информация, которая набирается вручную на главном пульте оператора перед началом контроля системы: в колонке 1 перфокарты (строки 0 - 9) регистрируется номер перфокарты (НПК), в колонках 2 - 6 (строки 0 - 9) - номер эксплуатирующего подразделения (НЭП); номер контролируемого изделия (НКИ) регистрируется в колонках 7 - 11. Тип контролируемого изделия регистрируется в колонках 12, 13. Номер контролируемой системы (НСК) регистрируется в колонках 14-16. Номер циклограммы (программы) контроля (НЦК) регистрируется в колонках 17, 18. Дата проведения контроля - число, месяц, год - соответственно в колонках 19 - 20, 21 - 23. В строке 12 колонки 8 наличие пробивки фиксирует общую неисправность системы, а в строке 12 колонки 15 наличие пробивки фиксирует неисправность аппаратуры общих функций Р-1М (контрольно-измерительной и вычислительный комплекс, построенный на базе микроЭВМ). В положениях 24 - 80 регистрируются результаты контроля отдельных параметров оборудования в виде отклонений от номинала в пределах поля допуска.

мб 12924

В системе контроля предусмотрена возможность регистрации на перфокарте результатов оценки работы оборудования в виде "Годен - не годен", проводимой вручную внешними операторами. Процесс документирования информации на перфокарты, а также расшифровка перфокарты с помощью планшета одинаковы для всех средств, входящих в состав МК-9.I2. Перечень проверяемых параметров приведен в циклограммах контроля. Для контроля технического состояния системы СУВ применяются АКРС-ПК, АКРС-Н, АКРС-АВ, СК-ПК и СК-КПА.

Автоматизированное контрольно-ремонтное средство АКРС-ПК

АКРС-ПК предназначено для контроля технического состояния РЛПК и ОЭПрНК при выполнении регламентных работ и поиске неисправностей без демонтажа с самолета.

Циклограммы контроля АКРС-ПК:

- 3.I9.0I (контроль РЛПК );
- 3.I9.02 (контроль сопряжения РЛПК с системой СВСП-72-3-2);
- 3.I9.04 (контроль сопряжения РЛПК с БДЛУ-3I);
- 3.I9.05 (контроль сопряжения РЛПК с ИК-ВК-80-4);
- 3.I9.07 (контроль сопряжения РЛПК с СЕИ );
- 2.II.0I (контроль ОЭПС );
- 3.I9.08 (контроль сопряжения РЛПК с СГО);
- 3.I9.II (контроль сопряжения РЛПК с системами и датчиками);
- 3.I0.I0 (контроль сопряжения РЛПК с КРУ).

В состав АКРС-ПК входят:

- унифицированная система контроля УСК-6 с ЗИПом;
- посистемное средство контроля ПАК-Н0I9;
- кабели связи с самолетным оборудованием;
- прибор специальный ПС7-06I включающий в себя 3 блока (ПС7-055-0I, ПС7-06I-02, ПС7-06I-03);
- прибор специальный ПС7-056 (пульт контроля дальномера);
- прибор специальный ПС7-0I9 (блок проверки сопряжений и целеуказаний);
- частотомер электронносчетный Ч3-54 со сменным блоком Я34-87;
- осциллограф СI-65А.

## Автоматизированное контрольно-ремонтное средство АКРС-Н

АКРС-Н предназначено для контроля технического состояния радиоэлектронного, навигационного и авиационного оборудования при выполнении регламентных работ и поиске неисправностей без демонтажа с самолета.

АКРС-Н применяется при поиске неисправностей в СЕИ и осуществляет контроль системы СГО , КРУ,А-037 , СПО-15АЭ, Р-862, ИК-ВК-80-4, САУ-451-02, системы ограничительных сигналов СОС-3, системы автоматизированного регулирования АРУ-29-2.

В состав АКРС-Н входят: система УСК-6 с ЗИПом; кабели связи с самолетным оборудованием, пульт настройки и контроля ИК-ВК-80-4 ПНК-7; отсчетный визир (ОВ), блок связи для наземного контроля САУ-451-02-БС САУ.

## Автоматизированное контрольно-ремонтное средство АКРС-АВ

АКРС-АВ предназначено для контроля технического состояния устройств авиационного вооружения при выполнении регламентных работ и поиске неисправностей без демонтажа с самолета. АКРС-АВ осуществляет контроль цепей управления ракетами Р-27Р1,Р-73Э, Р-60МК контроль выдачи разовых команд и точности целеуказаний в ракеты Р-73Э,Р-60МКот РЛПК и ОЭПрНК ; контроль цепей управления средств поражения и установок Б-8М1, АБ с БДЗ-УМК2, КМГ-У, С-24; контроль исходного состояния СУО.

В состав АКРС-АВ входят: система УСК-6 с ЗИПом; кабели связи с самолетом для всех вариантов загрузки; блок связи для наземного контроля системы СУО- БС20П; пульт проверки напряжений ППН-68; пульт контроля изделия 62-УПАК-62.

## Средство контроля СК-ПК

Средство контроля СК-ПК предназначено для отыскания наиболее сложных неисправностей РЛПК и обеспечения контроля с АКРС-ПК в ручном режиме. В состав СК-ПК входят: прибор специальный ПС7-054, включающий в себя 3 блока (ПС7-054-01, ПС7-054-02, ПС7-054-03); анализатор спектра С4-27; вольтметр В7-16А(В7-23); установка воздушного охлаждения А0504 (2 шт.); преобразователь напряжения ПО-3000; кабели связи с РЛПК .

Контроль технического состояния системы СВСП-72-3-2 осуществляется с помощью средства контроля СК-КПА. Для этого в составе СК-КПА имеется аппаратура контроля АП-СВС-2-П-МК-13-6. Схемы взаимного расположения АКРС, СК мобильного комплекса МК-9.12Б и самолета, их подключения, а также технология выполнения работ при контроле оборудования приведены в руководстве по технической эксплуатации ГК-473Б.

## 8.4. Особенности выполнения различных видов подготовок СУВ-29Э к полетам и регламентных работ

Техническая эксплуатация системы СУВ предусматривает выполнение оперативных видов подготовок к полетам ( с применением ВСК ) и регламентных работ. В соответствии с регламентом технического обслуживания № 9-12Б на самолете МиГ-29Б предусмотрены следующие виды подготовок к полетам: предполетная подготовка; подготовка к повторному полету; послеполетная подготовка.

Подготовка системы СУВ к полетам включает в себя:

- подготовительные работы (подготовка инструмента, подключение наземных источников питания, вскрытие люков);
- проверку соответствия литеров РЛПК заданию на полет;
- проверку давления в системе воздушного поддавливания РЛПК ;
- проверку работоспособности с помощью ВСК;
- выставку ИК-ВК-80-4;
- ввод исходных данных в ОЭПрНК и проверку правильности ввода;
- установку нашлемного визирного устройства;
- ввод программы в систему навигации СН-29;
- перезарядку кассеты фотоконтрольного прибора ФКП-ЕУ;
- заключительные работы (устранение выявленных неисправностей, отключение наземных источников питания, установка органов управления в исходное положение, закрытие люков, проверка инструмента, заполнение документации).

Проверка давления в системе поддавливания осуществляется по бортовому манометру МА-250К, расположенному в нише наплыва правого крыла под эксплуатационным люком.

Проверка работоспособности СУВ в предполетную подготовку осуществляется с помощью ВСК. Время контроля ВСК составляет



2016

2-3 мин без учета времени прогрева РЛПК и ОЭПрНК, которое составляет 3-5 мин.

Ввод баллистических параметров в ОЭПрНК при подготовке к бомбометанию осуществляется с пультов ПК-3I и ПВК-3I. Ввод программы в систему навигации СН-29 осуществляется с помощью пульта ПВП.

Установка литеров РЛПК производится с помощью переключателей Н0I9 (основной канал) и 470 (канал подсвета) на блоке Н0I9-I8Э, который расположен в правой по полету части корпуса ниже горизонтальной плоскости симметрии самолета. Проверка сопряжения РЛПК с ОЭПрНК и бортовым радиоэлектронным оборудованием, юстировка антенного устройства, проверка точности выдачи сигналов целеуказания выполняются в процессе 200-часовых регламентных работ.

Включение РЛПК осуществляется только при заполненном топливном баке № 2, что необходимо для обеспечения работы системы жидкостного охлаждения. С этой целью необходимо открыть перекрывной кран подачи топлива от насоса ЭЦН-I4БМ к топливно-жидкостному радиатору, расположенному в нижнем гроте перед шпангоутом № 6, и включить в кабине самолета автомат защиты ТОПЛИВНЫЙ НАСОС. После окончания работы перекрывной кран подачи топлива необходимо закрыть.

Разрешается работа комплексов РЛПК и ОЭПрНК без принудительного воздушного охлаждения с момента включения:

до I0 мин - при температуре окружающего воздуха от +20°С до +40°С;

до I5 мин - при температуре окружающего воздуха от 0 до 20°С;

до 20 мин - при температуре окружающего воздуха ниже 0°С.

Перерыв между включениями должен быть не менее 30 мин. При длительной работе РЛПК и СЕИ и при температуре окружающего воздуха от -30° до +20°С в течение всего времени работы необходимо обеспечить охлаждение блоков с помощью вентиляционных установок А0504 из состава МК-9.I2Б(СК-ПК). При температуре окружающего воздуха выше +20°С за I0-I5 мин до включения и в течение всего времени работы необходимо обеспечить охлаждение блоков РЛПК, находящихся в носовом отсеке и СЕИ, воздухом от кондиционера АМК-24/56-I3I(I7IIБ). Время непрерывной работы в этом случае не более 3 ч и перерыв между включениями 30 мин. При температуре окружающего воздуха -40°С и ниже воздушное охлаждение следует

подавать через 20 мин после включения.

При включенном АЗК "СУВ" запрещается:

I. Включать АЗК "КОЛС", если его включение в данное время не является требованием технической документации, по которой выполняются работы.

2. Производить уборку шасси (или имитировать уборку шасси от кнопок, имеющихся в кабине, либо от концевых выключателей) при закрытом фонаре (или имитации закрытия фонаря от концевого выключателя).

3. Производить закрытие фонаря (или имитировать закрытие фонаря от концевого выключателя) при убранном шасси (или имитации уборки шасси от кнопок, имеющихся в кабине, либо от концевых выключателей).

4. Если работы проводятся при снятом фонаре кабины, то ручка закрытия фонаря должна быть установлена в положение, соответствующее открытому фонарю.

5. АЗК "Сиденье" включить и на протяжение всех работ с ОЭПрНК не включать.

Допускается работа ОЭПрНК без обдува на время не более 20 мин при температуре +40°С и не более 36 мин. при температуре +20°С. Время пребывания ОЭПрНК во включенном состоянии не должно превышать 5 ч, ОЭПС-29 - 2 ч.

Время перерыва (после 5 ч работы) должно быть:

не менее I ч, если были включены ИК-ВК-80-4 из состава СН-29 и ОЭПС-29;

не менее 2 ч, если ИК-ВК-80-4 был включен, а ОЭПС-29 не включалось. Время перерыва в работе ОЭПС-29 (после 2 ч работы) не менее 25 мин. Ручки ЯРКОСТЬ на индикаторах ИЛС-3I и ИПВ разрешается вводить по истечении не менее 3 мин после включения АЗК "СЕИ".

## 8.5. Особенности боевого применения системы СУВ-29Э при перехвате воздушных целей

Режимы работы СУВ при перехвате воздушных целей выбираются исходя, как отмечалось в параграфе 2.5. из учета многих факторов, основными из которых являются:

тактическая обстановка в районе перехвата;

возможность применения противником организованных радиопомех;

необходимость радиомаскировки в данное время и в данном районе;

- высота, скорость и курс перехватываемой цели;

- имеющееся на борту истребителя оружие.

Управление работой СУВ в процессе боевого применения осуществляется с помощью трех пультов управления, установленных в кабине самолета: пульта специальных режимов ПСР-31; пульта управления РЛПК ПУР-31; пульта управления ПУ-47. Режим работы СУВ определяется положением переключателя РЕЖИМЫ СУВ на пульте специальных режимов ПСР-31 (см.п.2.5.1). Основные режимы СУВ при перехвате воздушных целей, определяющие использование радиолокационного или оптико-электронного прицельных комплексов, для удобства работы летчика вынесены в средние смежные положения переключателя РЕЖИМЫ СУВ - третье РЛС и четвертое ТП-СТРОБ.

Для обеспечения обнаружения и атаки цели в РЛПК предусмотрены следующие пять режимов работы, которые выбираются с пульта ПУР-31:

- режим ближнего маневренного боя (Б.БОЙ);

- режим работы в ППС с высокой частотой повторения ( В - встреча);

- режим работы в ЗПС со средней частотой повторения (Д - догон);

- режим автоматического переключения режимов В и Д (АВТ.)

Кроме основных режимов в РЛПК предусмотрены:

- режим сопровождения на проходе СНП; включается с помощью тумблера ППС-ЗПС в положение ППС;

- режим взаимодействия включается с помощью переключателя ВЗМД/ТОРМОЗ-БЕЗ ТОРМ в положение ВЗМД/ТОРМОЗ;

- режим радиокоррекции, который включается автоматически по включению канала подсвета.

Перед вылетом переключатель РЕЖИМЫ РЛС на ПУР-31 устанавливается в положение АВТ.

Вывод истребителя в район расположения цели осуществляется автоматически по командам наземной системы наведения, принимаемым бортовой аппаратурой Э502-20-04, или же голосом по командам, передаваемым с КП и принимаемым на борту с помощью радиостанции Р-862. Включение излучения РЛПК производится автоматически (при автоматическом наведении), а при наведении

голосом - по командам с КП. Включение на излучение определяется по загоранию индекса "РЛ" на СЕИ (девее шкалы дальности).

Управление зоной обзора по наклону осуществляется автоматически при автоматическом наведении, а при наведении голосом - в зависимости от заданного превышения (принижения) - положения переключателя $\Delta H$ на ПУР-31 и наклонной дальности до цели, вводимой с помощью кнюппеля КУ-31. При этом необходимо помнить, что при наведении голосом неправильный ввод в БЦВМ превышения или дальности может привести к тому, что цель может оказаться вне зоны обзора. Летчик должен строго с помощью кнюппеля КУ-31 (смещая строб) отслеживать по экрану СЕИ ту дальность, которая выдается с земли.

Управление зоной обзора по азимуту осуществляется автоматически или нажатием на пульте ПСР-31 соответствующей клавиши (ЗОНА ПРЯМО, СЛЕВА, СПРАВА) при наведении голосом. Особенностью индикации является то, что не всегда положения цели по азимуту на экране и в пространстве соответствуют друг другу. Центр экрана СЕИ совпадает с серединой зоны обзора, поэтому положения цели на экране и в пространстве будут соответствовать друг другу лишь в том случае, когда нажата клавиша ЗОНА ПРЯМО на пульте ПСР-31. После обнаружения цели на экране СЕИ появляется отметка в виде горизонтального штриха.

Опознавание цели осуществляется автоматически при появлении первой цели. Если цель своя, то под меткой цели появляется метка опознавания. После обнаружения и опознавания цель автоматически (при включенном режиме сопровождения на проходе) или вручную (с помощью кнюппеля КУ-31) стробируется и нажатием кнопки МРК.-ЗАХВАТ-ПЗ на рукоятке РУД производится ее захват. В РЛПК предусмотрена блокировка захвата при наличии сигнала опознавания (метка СВОЙ на экране СЕИ ). Поэтому при учебных перехватах "целей", на которых установлена система СГО, тумблер СВОЙ-ЧУЖОЙ на ПУ-47 необходимо ставить в положение СВОЙ. В противном случае произойдет сброс захвата.

При включении режима СНП (тумблер $\frac{\text{СНП}}{\text{ППС}}$-ЗПС на пульте ПУР-31 в положении $\frac{\text{СНП}}{\text{ППС}}$) реализованы автоматический выбор главной цели по критерию максимума отношения $\dot{Д}$/Д и ее захват. Для отключения автоматического выбора главной цели и выполнения захвата другой (выбранной летчиком) необходимо:

26 Изд. № 7906



16 2016

- нажать кнюппель КУ-31 на РУС и, управляя стробом вручную, наложить его на выбранную цель;

- нажать кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ на РУД.

При переходе в режим захвата в РЛПК начинает работать канал подсвета и р/коррекции. Готовность ракет к пуску индицируется на СЕИ в виде соответствующих цифр в нижней части экрана. За 22 с до выдачи команды ПУСК РАЗРЕШЕН (ПР) выдается команда ГОРКА (Г). До выдачи команды Г обеспечивается выдерживание заданного превышения (принижения) относительно цели, а после ГОРКИ - выход на высоту полета цели. При атаке маловысотных целей ($H_п$ < 500 м) после захвата цели истребитель выходит на высоту 2000 м, а по команде Г снижается до высоты с превышением 500 м относительно цели. Во всех остальных случаях в процессе сближения с целью как при атаке в ЗПС, так и в ППС обеспечивается выход по команде Г на высоту цели.

Разрешение на пуск выдается после входа метки текущей дальности на СЕИ в зону разрешенных пусков и формирований команды ГТ (ГОЛОВКА ГОТОВА). При этом на СЕИ высвечивается команда ПР, а в телефоны летчику с речевого информатора выдается информация ПУСК РАЗРЕШЕН. Пуск ракет производится нажатием БК на ручке управления самолетом. При этом пуск первой ракеты необходимо производить на дальности $Д_{p\,max\,1}$, а пуск второй на $Д_{p\,max\,2}$ (учет возможного маневра цели).

При срыве автосопровождения цели после схода ракеты Р-27Р1 на малых дальностях летчик должен энергично довернуть на цель для обеспечения подсвета в режиме обзора за счет излучения по боковым лепесткам диаграммы направленности антенны и выполнить повторный захват цели.

Сход ракеты индицируется на СЕИ пропаданием сигнала наличия (черты) и цифры (номера подвески), а на ИП-31 - погасанием лампы соответствующей подвески. При несходе ракеты цифровой символ обрамляется квадратом.

При применении ракет Р-73Э и Р-60МК в случае "мигания" команды ПР на СЕИ (недопустимая ошибка прицеливания) необходимо маневром самолета добиться устойчивой выдачи ПР и только после этого произвести пуск. Пуск ракет Р-27Р$^{т}$ осуществляется по команде ПР' независимо от положения прицельного кольца относительно перекрестия. Пуск ракет Р-60МК осуществляется при

наличии команды ПР и удалении центра прицельного кольца от центра электронного перекрестия не более чем на диаметр кольца и не более чем на 2 диаметра кольца для ракет Р-60МК.

При пуске ракет Р-27РI необходимо сопровождать цель для ее "подсвета" и обеспечения захвата РГС на траектории, не допуская выхода метки положения антенны (цели) за пределы экрана СЕИ , до поражения цели или выдачи команды ОТВОРОТ (высвечивание на СЕИ индекса ОТВ.) на выход из атаки.

При пуске ракет с тепловой головкой самонаведения (ТГС) выход из атаки осуществляется после уничтожения цели, схода последней ракеты или выдачи команды ОТВОРОТ. По команде ОТВОРОТ прицельное кольцо перемещается скачком вправо вверх или влево вверх, указывая направление выхода из атаки. Сброс автосопровождения цели может быть осуществлен нажатием кнопки ЗАПРОС-СБРОС на РУС или автоматически на отвороте от цели при достижении граничных значений углов автосопровождения цели.

Режим РЛ-Б.БОЙ применяется на дальностях до I0 км в условиях визуальной видимости цели. В этом режиме предусмотрено выполнение оперативного захвата маневрирующей цели без предварительного стробирования. Перехват целей, летящих под ракурсами, близкими к 4/4, в режиме РЛ-Б.БОЙ выполнять не рекомендуется.

Для применения режима РЛ-Б.БОЙ необходимо:

- переключатель РЕЖИМЫ СУВ на ПСР-3I установить в положение РЛС;

- переключатель РЕЖИМЫ РЛС на ПУР-3I установить в положение Б.БОЙ;

- маневром самолета навести зону захвата, обозначенную на ИЛС-3I двумя вертикальными линиями, на цель;

- нажать на РУД кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ. После захвата индикация на СЕИ и действия летчика те же, что и в режиме АВТ, который описан выше. Основным режимом работы ОЭПрНК при перехвате воздушных целей является режим ТП-СТРОБ - ЗАХВАТ с предварительным стробированием.

Для работы в режиме ТП-СТРОБ необходимо:

- установить переключатель РЕЖИМЫ СУВ на пульте ПСР-3I в положение ТП-СТРОБ;

- с помощью клавишного переключателя ЗОНА СЛЕВА, ПРЯМО, СПРАВА на ПУР-3I по необходимости или по команде с КП переместить зону обзора теплопеленгатора по азимуту в направлении цели;

- подобрать оптимальную видимость метки цели с помощью потенциометра "Усил.ТП" на пульте ПСР-31;

- с помощью кнюппеля КУ-31 наложить строб на метку цели;

- нажать кнопку МРК-ЗАХВАТ-ПЗ на РУД и удерживать ее до захвата цели.

Ограничение зоны обзора по азимуту до $\pm 15^{0}$ (переход на малую зону обзора) производится в случаях слабой яркости отметки цели в центральной части экрана СЕИ или обнаружения цели на краю зоны обзора по азимуту. Переход из большой зоны обзора в малую выполняется нажатием одной из клавишей: ↑, →, ← на пульте ПСР-31, при этом на индикаторах СЕИ вместо большой зоны обзора индицируется малая. Если в режиме обзора на экранах СЕИ наблюдаются метки помех, затрудняющие определение цели, то в этом случае предусмотрено подавление помех с малой интенсивностью теплового излучения (селекция цели) с помощью потенциометра "Усил.ТП" на пульте ПСР-31. При повороте ручки потенциометра "Усил.ТП" против часовой стрелки чувствительность КОЛС-29 уменьшается и на экранах индикаторов СЕИ появляется символ ПП (ПАССИВНАЯ ПОМЕХА).

После нажатия кнопки МРК-ЗАХВАТ-ПЗ в КОЛС-29 осуществляется подпоиск цели (в пределах углового размера строба), а затем ее захват. В режиме захвата вместо символа ПП индицируется символ А (АТАКА).

Для получения информации о дальности (в случае отсутствия измеренной дальности от лазерного дальномера) необходимо включить режим взаимодействия (переключатель $\frac{\text{ВЗМД}}{\text{ТОРМОЗ}}$-БЕЗ ТОРМ на пульте ПУ-47 в положение $\frac{\text{ВЗМД}}{\text{ТОРМОЗ}}$). При этом по захвату КОЛС-29 по углам на РЛПК выдается целеуказание и автоматически включается излучение. Индикация и действия летчика после захвата аналогичны режиму РЛС.

Для пуска управляемых ракет летчик, управляя самолетом, уменьшает угловое рассогласование между прицельным кольцом и неподвижным перекрестием и после появления команды ПР на экранах СЕИ нажимает кнопку БК. Сход управляемых ракет летчик контролирует по погасанию метки (меток) наличия и по команде ОТВОРОТ, индицируемой на экранах СЕИ, выполняет выход из атаки. При этом сброс автосопровождения цели может быть осуществлен нажатием кнопки ЗАПРОС-СБРОС или автоматически на

отвороте от цели при достижении граничных значений углов автосопровождения цели. Режим ТП-Б.БОЙ и действия летчика в этом режиме аналогичны режиму РЛ-Б.БОЙ (за исключением зоны захвата, которая составляет $\pm 2^0$ по азимуту и от $-14^0$ до $+16^0$ по углу места).

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение........................................... 3

Глава I. Общая характеристика бортового комплекса самолетовождения, прицеливания и управления вооружением самолета МиГ-29Б .................. 6

I.I. Назначение и задачи, решаемые самолетом МиГ-29Б.................................. 6

I.2. Характеристика средств поражения, применяемых на самолете МиГ-29Б......................... 8

I.3. Назначение, решаемые задачи, состав и структурная схема бортового комплекса самолетовождения, прицеливания и управления вооружением... I2

Глава 2. Система управления вооружением СУВ-29Э......... I6

2.I. Назначение, решаемые задачи и основные тактико-технические характеристики СУВ-29Э...........I6

2.2. Состав и структурная схема системы СУВ-29Э......I8

2.2.I. Общая характеристика радиолокационного прицельного комплекса РЛПК-29Э................I8

2.2.2. Общая характеристика оптико-электронного прицельно-навигационного комплекса ОЭПрНК-29Э2..............................23

2.2.3. Пилонные антенно-фидерные устройства и блоки преобразования информации.............. 28

2.3. Бортовая вычислительная система СУВ-29Э........ 29

2.3.I. Общая характеристика бортовой вычислительной системы.............................. 29

2.3.2. Краткая характеристика БЦВМ ЦI00.02........... 3I

2.3.3. Краткая характеристика блока вычислительного цифрового БЦВ20-6......................... 42

2.3.4. Краткая характеристика навигационного цифрового вычислителя......................... 43

2.3.5. Общая характеристика математического обеспечения БВС системы СУВ-29Э.................... 44

2.4. Сопряжение системы СУВ-29Э с вооружением и оборудованием бортового комплекса..............50
2.4.I. Система автоматического управления САУ-45I-02..............................52
2.5. Режимы работы системы СУВ-29Э..................54
2.5.I. Общая характеристика режимов работы системы СУВ 29Э..............................54
2.5.2. Автономное использование комплексов РЛПК-29Э и ОЭПрНК-29Э2..................... 58
2.5.3. Режим взаимодействия комплексов РЛПК и ОЭПрНК в составе системы СУВ-29Э............. 68

Глава 3. Радиолокационный прицельный комплекс РЛПК-29Э 74

3.I. Основные характеристики, особенности построения и функционирования РЛПК-29Э................ 74
3.I.I. Тактико-технические характеристики и режимы работы РЛПК-29Э...................... 74
3.I.2. Состав и структурная схема РЛПК-29Э.......... 77
3.I.3. Временные интервалы функционирования РЛПК-29Э..................................87
3.I.4. Отображение информации на СЕИ-3IЭ2 на разных этапах боевого применения РЛПК-29Э........... 90
3.2. Обнаружение, измерение координат и параметров движения целей в режиме ОБЗОР..............IOI
3.2.I. Структурная схема приемного канала и системы обработки сигналов РЛПК-29Э в режиме ОБЗОР.....................................IOI
3.2.2. Функционирование системы обработки сигналов при обнаружении целей в режиме ОБЗОР при высоких частотах повторения импульсов (ВЧП)................................ I07
3.2.3. Функционирование системы обработки сигналов при обнаружении целей в режиме ОБЗОР при средних частотах повторения импульсов (СЧП)................................ II4
3.2.4. Измерение расстояний и скорости цели в режиме ОБЗОР при СЧП..................... II9
3.2.5. Измерение расстояний до цели в режиме ОБЗОР при ВЧП.......................... I25

3.2.6. Сопровождение целей в процессе обзора пространства в режиме ОБЗОР, сопровождение на "проходе" (СНП)........................ I28
3.2.7. Цифровая фильтрация сигналов. Работа блока цифровой обработки (БЦО) сигналов....... I32
3.3. Измерение координат в режиме непрерывной пеленгации.................................... I38
3.3.I. Этап захвата цели........................ I38
3.3.2. Структурная схема РЛПК-29Э при сопровождении цели в режиме непрерывной пеленгации.......... I45
3.4. Алгоритмы обработки информации в РЛПК-29Э при решении боевых задач...........................I69
3.4.I. Состав программного модуля боевого применения БЦВМ-НОI9...............................I69
3.4.2. Системы координат, используемые в комплексе РЛПК-29Э при решении боевых задач............. I76
3.4.3. Алгоритм определения параметров движения цели ОПДЦ..................................I80
3.4.4. Алгоритм ручного управления истребителем РУИ........................................I90
3.4.5. Алгоритм расчета зон разрешенных пусков ЗРП........................................I93
3.4.6. Алгоритм целеуказания управляемым ракетам с ТГС....................................I96

Глава 4. <u>Радиолокационная головка самонаведения РГС-27РI и ее сопряжение с СУВ-29Э</u>.............. I98
4.I. Назначение и состав РГС-27РI и сопрягаемой с ней аппаратуры.............................. I98
4.2. Принцип подсвета цели и режим работы РГС-27РI.......................................... I99
4.3. Методы наведения ракет Р-27РI.................... 200
4.4. Формирование и передача на ракету Р-27РI разовых команд, сигналов целеуказания и сигналов радиокоррекции............................ 203
4.4.I. Формирование разовых команд и сигналов целеуказания до схода ракеты................. 203
4.4.2. Формирование сигналов радиокоррекции и разовых команд после схода ракеты............ 208

4.5. Структурная схема РГС-27PI при наведении ракеты по сигналам инерциального измерителя и системы радиокоррекции....................214
4.6. Структурная схема РГС-27PI при полуактивном самонаведении ракеты..............................219
4.6.I. Высокочастотный канал........................ 219
4.6.2. Устройство поиска, обнаружения, анализа и логической обработки сигналов............ 223
4.6.3. Автоселектор доплеровской частоты (скорости сближения)..............................227
4.6.4. Устройство выделения сигналов управления антенной отраженного сигнала и измерения угловой скорости линии визирования и углов пеленга цели.................................... 229
4.6.5. Вычислитель сигналов управления............. 232

Глава 5. Оптико-электронный прицельно-навигационный комплекс ОЭПрНК-29Э2......................... 234

5.I. Структурная схема и тактико-технические характеристики ОЭПрНК-29Э2.................. 234
5.2. Квантовая оптико-локационная станция КОЛС-29....................................... 238
5.2.I. Назначение, решаемые задачи и тактико-технические характеристики станции КОЛС..... 238
5.2.2. Состав, функциональная схема и режимы работы станции КОЛС......................... 240
5.3. Нашлемная система целеуказания НСЦ............ 256
5.3.I. Назначение, принцип действия и основные тактико-технические характеристики НСЦ...... 256
5.3.2. Состав и функциональная схема НСЦ........... 260
5.4. Система единой индикации СЕИ-3IЭ2............. 268
5.4.I. Назначение, решаемые задачи и основные технические характеристики СЕИ-3IЭ2......... 268
5.4.2. Структурная схема СЕИ-3IЭ2.................. 272
5.5. Система управления оружием СУО-29М2........... 282
5.6. Режимы работы комплекса ОЭПрНК-29Э2........... 287
5.6.I. Наземные режимы работы комплекса ОЭПрНК-29Э2................................. 287



мб I2924

5.6.2. Полетные режимы работы комплекса ОЭПрНК-29Э2....290
5.7. Алгоритмы обработки информации в БЦВМ С-3I .... 3I9
5.7.I. Общая характеристика порежимных пакетов алгоритмов....3I9
5.7.2. Обработка информации о параметрах движения воздушной цели....322

Глава 6. Система навигации СН-29 .... 330

6.I. Назначение, решаемые задачи и основные тактико-технические характеристики системы навигации СН-29....330
6.2. Состав и структурная схема системы навигации СН-29.... 333
6.2.I. Информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК-80-4....334
6.2.2. Бортовое радионавигационное оборудование БРНО-29.... 340
6.2.3. Система воздушных сигналов СВСП-72-3-2.... 345
6.2.4. Блок коммутации БК-55-I.... 346
6.3. Алгоритмы функционирования системы навигации СН-29.... 347
6.3.I. Системы координат, используемые в СН-29.... 347
6.3.2. Определение текущих координат местоположения самолета.... 350
6.4. Режимы работы системы СН-29.... 363
6.4.I. Подготовка СН-29 к работе.... 363
6.4.2. Техническое диагностирование состояния системы СН-29.... 364
6.4.3. Работа с системой СН-29 в полете.... 365

Глава 7. Бортовые радиоэлектронные средства, не входящие в состав системы СУВ-29Э.... 368

7.I. Командная радиолиния управления Э502.20.04.... 368
7.2. Самолетный ответчик СО-69Э.... 37I
7.3. Самолетная станция предупреждения об облучении СПО-I5ЛЭ.... 374
7.4. Радиоэлектронные средства самолетовождения и посадки.... 376


мб I2924

7.5. Радиоэлектронные средства связи и поисково-спасательные радиоэлектронные средства........ 378

Глава 8. Средства эксплуатационного контроля и особенности эксплуатации и боевого применения системы СУВ-29Э.............................382

8.I. Общие сведения о средствах эксплуатационного контроля системы СУВ-29Э.....................382

8.2. Встроенная система контроля системы управления вооружением СУВ-29Э........................ 383

8.3. Общие сведения о мобильном комплексе контроля МК-9.I2.Б................................ 392

8.4. Особенности выполнения различных видов подготовок СУВ-29Э к полетам и регламентных работ........................................ 397

8.5. Особенности боевого применения системы СУВ-29Э при перехвате воздушных целей......... 399



мб I2924

Изд.№ 7906 Зак.№ II6 сс
Формат 70xI08/I6 25,75 п.л.+I3 вклеек=3I,25 п.л.
42,75 усл.п.л.